

Universidad Carlos III de Madrid



Ingeniería Técnica Industrial Mecánica

PROYECTO FIN DE CARRERA

Simulación de impactos de alta velocidad sobre tanques de combustibles fabricados en CFRV

Alumno: Víctor Manuel de la Puente Bezos
Tutor: Jorge López Puente

Departamento de Mecánica de Medios Continuos
y Teoría de Estructuras

ÍNDICE

	PÁGINA
1.- Introducción.	4
1.1.- Definición de impacto.	4
1.2.- Clasificación de los impactos.	5
1.3.- Diferencia entre impacto y choque.	6
1.4.- Descripción de la Teoría Hidrodinámica.	7
2.- Antecedentes o estado del arte.	8
2.1.- Antecedentes y primeras investigaciones.	8
2.1.1.- <i>Nuevos métodos para reducir el efecto Hydrodynamic Ram.</i>	9
2.1.2.- <i>Posibles trabajos de investigación futuros.</i>	10
2.2.- Descripción del software utilizado.	11
2.3.- El método de los elementos finitos.	12
2.4.-Diferentes tipos de malla.	14
2.4.1.- <i>Malla Euleriana.</i>	14
2.4.2.- <i>Malla Langrajiana.</i>	15
2.4.3.- <i>Malla ALE.</i>	15
2.5.- Bibliografía.	15
3.- Desarrollo del modelo.	17
3.1.- Elección de la malla.	17
3.2.- Diseño del modelo a analizar.	19
3.3.- Elección y características de los materiales.	21
3.4.- Colocación de sensores o galgas.	23
3.5.- Definición de los proyectiles.	24
3.6.- Ensayo realizado utilizando un tanque de fibra de carbono y combustible.	28
4.- Resultados obtenidos.	30
4.1.- Ensayos realizados para determinar el tipo de malla.	30
4.2.- Ensayos realizados con tanque de aluminio y fluido agua.	34
4.2.1.- <i>Ensayos realizados con proyectil en forma de esfera.</i>	36
4.2.2.- <i>Ensayos realizados con proyectil en forma de cilindro.</i>	44
4.2.3.- <i>Ensayos realizados con proyectil en forma de bala.</i>	54
4.2.4.- <i>Ensayos realizados con proyectil en forma de aguja de 30°.</i>	60
4.2.5.- <i>Ensayos realizados con proyectil en forma de aguja de 45°.</i>	65
4.2.6.- <i>Ensayos realizados con proyectil en forma de aguja de 60°.</i>	67
4.2.7.- <i>Comparación de resultados de ensayos realizados con cuñas de diferentes ángulos.</i>	69
4.3.- Análisis de resultados para ensayos realizados con el mismo tipo de agua y diferentes proyectil.	72
4.3.1.- <i>Agua tipo 1.</i>	72

4.3.2.- <i>Agua tipo 2.</i>	74
4.3.3.- <i>Agua tipo 3.</i>	76
4.4.- Ensayo realizado utilizando un tanque de fibra de carbono y combustible.	78
4.5.- Comparación de resultados obtenidos para un tanque de aleación de aluminio y un tanque de fibra de carbono.	80
5.- Conclusiones.	82

1.- INTRODUCCIÓN.

Los fenómenos de impacto sobre las estructuras constituyen solicitaciones dinámicas de interés especial, ya que aunque generalmente la probabilidad de que se produzcan es más baja que otros fenómenos sus consecuencias suelen ser mucho más graves.

El análisis de impactos exige a menudo la utilización de métodos de cálculo más complejos que en otro tipo de solicitaciones dinámicas en la dinámica estructural. Salvo para impactos a baja velocidad, es frecuente el comportamiento no lineal de la estructura, con grandes desplazamientos y deformaciones, posible rotura local del material como consecuencia de la no linealidad, y efectos de interacción complejos en los contactos. A medida que la velocidad del impacto aumenta, adquieren importancia los fenómenos de transmisión de ondas de tensión, y para velocidades muy elevadas también los fenómenos de transmisión de ondas de choque.

Salvo para problemas triviales, la resolución de impactos no es posible mediante métodos de cálculo analíticos, y se deben emplear métodos numéricos basados en la discretización del espacio y del tiempo. La parte espacial se suele resolver mediante la utilización de mallas de elementos finitos, mientras que la aplicación de la discretización espacial da lugar a un sistema de ecuaciones diferenciales ordinarias que debe resolverse numéricamente mediante integración directa en el tiempo, empleando procedimientos explícitos o implícitos.

1.1- *Definición de impacto:*

Los impactos sobre estructuras son solicitaciones dinámicas de corta duración y de elevada intensidad que, por su naturaleza, pueden producir daños importantes y a veces irreversibles sobre las mismas, o alteraciones notables en su estabilidad o movimiento.

Dentro de los procedimientos clásicos de la mecánica de sistemas rígidos, el impacto se estudia mediante la teoría de impulsiones, por la que la duración de los impactos se considera instantánea. Las impulsiones teóricas están asociadas a fuerzas impulsivas de duración de magnitud teóricamente infinita, mediante funciones Delta de Dirac $\delta(t - \tau)$ que cumplen dos condiciones:

$$\delta(x) = 0 \quad \forall x \neq 0$$

$$\lim_{x \rightarrow 0} \delta(x) = \infty$$

Esta teoría se basa en la aplicación de la conservación de la cantidad de movimiento y momento cinético, mientras que el balance de energía se realiza con la utilización de un coeficiente de restitución. Se puede utilizar una simplificación que consiste en la suposición de que una impulsión activa da lugar a otras impulsiones reactivas.

La utilización de esta teoría permite el cálculo del estado del movimiento después de la impulsión, que deberá ser considerado como unas nuevas condiciones iniciales para la dinámica del sistema a partir de dicho instante.

Esta teoría se suele utilizar en la simulación de un impacto de corta duración en el que la pérdida de energía fuese pequeña y pudiera considerarse elástico, es decir, que el impacto se produzca con un coeficiente de restitución de la estructura de valor $\varepsilon = 1$, lo

que significa que las estructuras recuperan la forma que poseían antes del impacto. También se utilizan en los casos en los que la pérdida de energía fuese pequeña y pudiera considerarse un coeficiente de restitución conocido $0 < \varepsilon < 1$.

Pero estas situaciones no son las que se presentan comúnmente. En la mayoría de las situaciones reales es necesario un estudio muy detallado profundizando en cómo se produce la pérdida de energía, de que manera se desarrolla la fuerza de impacto a través del contacto entre los cuerpos, así como la posible degradación e incluso rotura de los mismos debido a las elevadas solicitaciones. Por este motivo es necesaria la utilización de métodos de elementos finitos, que es como se desarrolla este proyecto.

Los escenarios donde se puede producir un impacto y en las ocasiones que puede ser necesario su estudio son muy diversas, tal como pueden ser el impacto que se produce entre dos vehículos en un accidente de tráfico, explosiones o impactos sobre edificios.

1.2- *Clasificación de los impactos:*

La velocidad es el parámetro más determinante en el tipo de impacto, y atendiendo a ella se van a clasificar los impactos. No obstante, resulta difícil clasificar los impactos atendiendo a un sólo parámetro, ya que otras variables relacionadas con la geometría o relacionadas con las propiedades del proyectil o del blanco pueden tener en ciertos ensayos una importancia decisiva. A continuación se propone una clasificación atendiendo a la velocidad del proyectil, y los efectos que causa sobre la estructura impactada:

- *Impactos desarrollados a baja velocidad:* impactos que se producen a una velocidad inferior a 50 m/s, causan en la estructura efectos elásticos o pequeñas deformaciones plásticas localizadas.
- *Impactos desarrollados a velocidad media:* este tipo de impactos se producen a una velocidad comprendida entre los 50 m/s y los 500 m/s. Tras el impacto, a diferencia de los impactos desarrollados a baja velocidad explicados anteriormente, no aparecen efectos plásticos, por lo que se produce una deformación plástica generalizada en toda la estructura
- *Impactos desarrollados a velocidad alta:* los impactos de este tipo se producen a velocidades comprendidas entre los 500 m/s y los 2000 m/s. Después del impacto, la resistencia viscosa del material disminuye su importancia aunque no se puede discriminar como sucederá en los impactos que ocurren a velocidades más altas. En este proyecto todas las simulaciones se pueden clasificar en este tipo de impacto.
- *Impactos desarrollados a hipervelocidades:* se consideran en este grupo los impactos sucedidos a velocidades mayores de 2000 m/s. En este tipo de impactos el material puede considerarse como un fluido hidrodinámico.

Atendiendo a la clasificación anterior, pueden distinguirse según cada caso diferentes fenómenos producidos por el impacto:

- *Dinámica y vibraciones estructurales:* la geometría estructural es predominante, siendo relevantes en los impactos a bajas velocidades.

- Propagación de ondas de tensión y de choque: en impactos a velocidades medias y bajas es importante estudiar el efecto de las ondas de tensión de forma rigurosa. Estas ondas de tensión se convierten en ondas de choque para velocidades superiores a 2000 m/s, es decir, para “hipervelocidades” (atendiendo a la clasificación anterior).
- Comportamiento no lineal del material: la no linealidad del material se produce en gran medida al aumentar la velocidad del impacto, aunque a muy elevadas velocidades el material comienza a comportarse prácticamente como un fluido y su resistencia podría despreciarse.
- Grandes desplazamientos. Con el impacto se producen cambios en la estructura y rotaciones finitas que tienen gran influencia en las cargas y consecuentemente en el efecto de estas.
- Grandes deformaciones: bajo presiones muy elevadas el material se comporta como un fluido, produciéndose deformaciones muy grandes, incluso los alargamientos de los materiales en fase sólida puede superar el 100%.
- Contactos y fenómenos de interfaz en el contorno: dependiendo el contacto que se produzca entre el sólido y su entorno se transmitirá mayor o menor carga.
- Penetración y perforación: se considera penetración cuando el proyectil no traspasa el blanco, mientras que se considera perforación cuando lo traspasa. Como más adelante se puede comprobar, en los ensayos de los que consta este proyecto se produce en todos el fenómeno de perforación.
- Fenómenos locales de rotura que producen la penetración parcial o total del proyectil. Estos fenómenos pueden ser tales como el Scabbing, Petalling, o Plugging.

A continuación se muestran dos imágenes de impactos en aeronaves.



Imagen 1: Impactos recibidos en vuelo por avión debido a una tormenta.

1.3- *Diferencia entre impacto y choque:*

A priori estos dos términos se utilizan indiferentemente para explicar o referirse a fenómenos de golpes entre los cuerpos. Pero un choque no es lo mismo que un impacto. A continuación se exponen los significados de estos dos fenómenos.

- Un choque físico o mecánico es una repentina aceleración o desaceleración causada, por ejemplo, por una explosión, o cualquier tipo de contacto directo. El choque está caracterizado por la duración del contacto que, generalmente es muy corta y durante ella se produce el intercambio de energía entre los dos cuerpos actuantes.

- El impacto puede definirse como un golpe violento de un cuerpo sobre otro, es decir, un cuerpo a gran velocidad impacta contra otro que tiene generalmente una velocidad muy inferior. En los casos de impacto se suele producir una penetración o perforación del cuerpo impactante sobre el cuerpo impactado, algo que no sucede en un choque.

En definitiva, la diferencia principal entre un impacto y un choque es la actuación de los cuerpos: mientras que en un choque los cuerpos se comportan de forma similar, en un impacto cada cuerpo actúa de forma independiente dentro de la misma interacción. Además, el tiempo de desarrollo de un impacto es mucho mayor que el de un choque.

1.4- Descripción de la Teoría Hidrodinámica:

El análisis general de materiales se debe de separar entre lineales y no lineales. Cuando la deformación de un cuerpo sometido a cargas externas es infinitesimalmente pequeña, y la relación entre las tensiones y las deformaciones linealmente elástica, las cargas y los desplazamientos del cuerpo mantienen en todo momento una relación lineal. Cuando alguno de los supuestos anteriores no se cumple, las cargas y los desplazamientos seguirán una relación no lineal.

Dentro de los problemas no lineales de la mecánica de sólidos se debe de distinguir entre dos grandes grupos:

- *Problemas de No linealidad Física:* este tipo también se conoce con el nombre de No Linealidad del Material, se presenta cuando la relación constitutiva entre tensiones y deformaciones va cambiando para distintos niveles de carga, es decir, no es constante a lo largo del proceso de deformación.

- *Problemas de No Linealidad Geométrica:* aparece cuando el cuerpo experimenta grandes desplazamientos o deformaciones, que producen cambios significativos en su configuración geométrica al avanzar el proceso de carga.

Existen otros tipos de no linealidad como la que aparece por cambio en las condiciones de contorno en un proceso de deformación.

2.- ANTECEDENTES O ESTADO DEL ARTE.

2.1.- Antecedentes y primeras investigaciones.

El efecto hidrodinámico conocido con el nombre de Hydrodynamic Ram se produce al impactar un proyectil sobre un tanque de combustible lleno de líquido a altas velocidades. Este efecto se caracteriza por la penetración del proyectil en el interior del tanque y la propagación de las ondas de choque a través del fluido. Una combinación de estos efectos puede causar fallos catastróficos en el tanque y en los componentes adyacentes. Como la fabricación y prueba de estos tanques y los mecanismos para disminuir los efectos del impacto son caras, se desarrollan metodologías usando técnicas computacionales para simular y predecir con precisión el rendimiento de los tanques de combustible.

De este modo, las primeras investigaciones de este fenómeno datan de 1976, en las cuales el señor Wallin, de la compañía British Aerospace, estudió los fallos del modelo 593 de Olympus. Wallin estudió el riesgo de incendio y explosión en los tanques de combustible de aviación en el SST Concorde (imagen de la derecha)



debido a los errores en los motores del modelo de avión comercial mencionado anteriormente. Este estudio concluyó que la probabilidad de ignición para el Jet-A (combustible) es de entre 0,05% y 0,8% en función de la trayectoria del proyectil y de la temperatura del combustible (a partir de -50°C , muy por debajo de la temperatura de inflamación). No obstante, esta teoría fue desestimada con el paso del tiempo debido a la falta de casos con riesgo de ignición.

En 1977, Spadaccini estudió el efecto del aumento de presión sobre las características de la ignición de los hidrocarburos. Para extrapolar sus datos se basó en un estudio realizado por Mullins en 1957. Spadaccini determinó que la dependencia de la presión puede ser explicada por un factor pre-exponencial que es inversamente proporcional a la presión.

En 1982, Spadaccini y TeVelde obtuvieron una gran variedad de tiempos de retardo de encendido variando la longitud de las pruebas que realizaban y la velocidad del flujo. También observaron que para ensayos con menor velocidad, el combustible inyectado no tiene la misma característica de la mezcla como los experimentos realizados con grandes velocidades o secciones. La falta de uniformidad en los resultados tiende a aumentar la probabilidad de encendido para las condiciones de mezcla pobre. Posteriormente comprobaron que su teoría se podía aplicar a los casos que se desarrollaran con presión atmosférica y temperatura por debajo de 825 K, en los que no observaron errores significativos.

En 1988, Johnson estudió el efecto de una superficie caliente en la ignición de los combustibles de las aeronaves. Partía de la hipótesis de que las condiciones favorables para la ignición de un proceso de combustión en un fragmento caliente dependen de la mezcla de aire y combustible, temperatura del fragmento, velocidad del flujo y la duración de la exposición del fragmento caliente. Tras numerosos estudios llegó a la conclusión de que la inflamación del combustible se produce cuando la duración de la exposición con el fragmento caliente supera un tiempo de retardo de encendido, denominado tiempo de encendido del combustible.

En 1997 un grupo de científicos del departamento de transporte del gobierno de Estados Unidos realizó un estudio que tomó como base el realizado por Wallin en 1976. Para la realización de este estudio, los mencionados científicos supusieron algunas hipótesis que Wallin no tuvo en cuenta:

- Realizan sus ensayos con un cilindro como proyectil, y deciden que este proyectil sea indeformable, ya que los pequeños fragmentos que pudiera soltar el proyectil podrían variar de forma considerable los resultados.
- Utilizaban el tiempo de retardo que calculaban para predecir si los resultados que iban a obtener eran fiables o no.
- No investigaron nada que tuviera que ver con presión o temperatura después del impacto.

Los resultados que obtuvieron fueron similares en cuanto a la probabilidad de ignición en el tanque a los obtenidos por Wallin, pero a diferencia de este, en el vacío también se cumplía una alta probabilidad de ignición (en torno al 70%). También llegaron a la conclusión que había comprobado Wallin de que es poco probable el encendido cuando el fragmento entra en la fase líquida y no alcanza el espacio vacío. Estos estudios fueron realizados por primera vez con métodos informáticos, concretamente con un programa denominado ERAM.

2.1.1.- Nuevos métodos para reducir el efecto Hydrodynamic Ram.

A día de hoy no existen tecnologías probadas que mitiguen el efecto Hydrodynamic Ram. No obstante, varias compañías a nivel internacional están tratando de reducir este efecto, principalmente en las aeronaves militares. Además, todos estos métodos utilizan espumas con diferentes composiciones que están siendo investigadas continuamente.

Entre los métodos que se están probando para reducir el riesgo de explosión o incendio producido por el efecto que se estudia se encuentran los siguientes:

- Inertización de nitrógeno: utiliza botellas de almacenamiento criogénico (C-5) o de gas inerte a bordo (C-17 y F-22). Este método implica un alto coste de logística.
- Llenado del depósito con un tipo de espuma de células abiertas de poliuretano (C-130, A-10, F-15). Debido a su vida limitada y a la estabilidad el compuesto, durante la vida útil de la aeronave son necesarios varios cambios para sustituir la espuma, por lo que el coste es excesivo además de aumentar el peso de la aeronave de forma muy notoria.

- Sistemas de extinción de incendios Halón. Este sistema se probó, pero inmediatamente se ha prohibido debido a que los compuestos utilizados son muy perjudiciales para la capa de ozono.

A raíz de la explosión ocurrida en el Concorde de Air France, y de los accidentes de TWA800, la empresa BlazeTech ha investigado el efecto Hydrodynamic Ram, y han sido capaces de desarrollar un método, que hasta el día de hoy, supone el mayor avance en este campo. Este método, llamado FuelShield por la compañía, consiste en un sistema que activa el piloto cuando percibe que puede producirse un impacto que produzca el efecto estudiado. Cuando el piloto activa el sistema mediante la pulsación de un botón, el propio mecanismo instalado en el tanque genera unas burbujas en el combustible líquido que mitigan el efecto Hydrodynamic RAM, atenuando las ondas de choque y disminuyendo los efectos negativos. A la vez de la generación de burbujas, otra parte del mecanismo inyecta en el tanque de combustible una espuma derivada del poliuretano que se expande por el espacio vacío del tanque disminuyendo el riesgo de incendio y explosión.

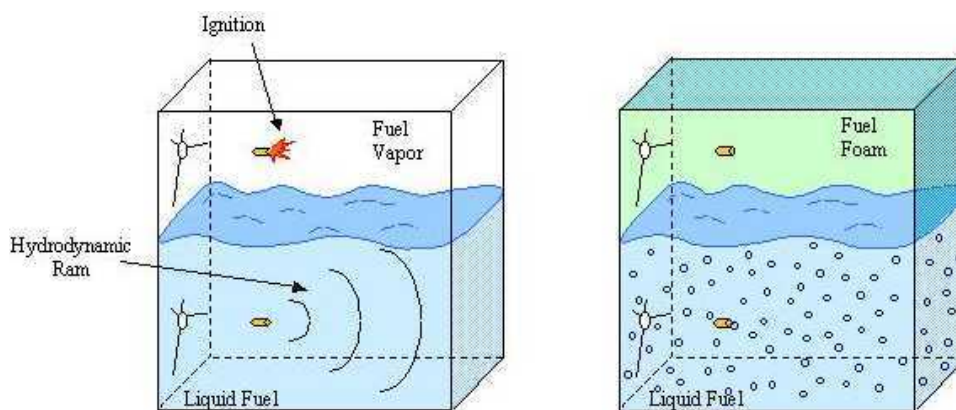


Imagen 3: Esquema de funcionamiento del método FuelShield.

En principio, este sistema está siendo probado en aeronaves militares, pero su bajo coste de mantenimiento y de reparación en el caso de utilización, así como la compatibilidad con todos los combustibles, hacen de este sistema una herramienta en el futuro próximo de la aviación.

2.1.2.- Posibles trabajos de investigación futuros.

En este apartado se comentan algunos posibles trabajos futuros siguiendo la línea de investigación de este proyecto. De este modo, en un futuro se pueden realizar las siguientes investigaciones:

- Simulación de impactos en tanques de combustible en tres dimensiones, sin que la línea de acción del proyectil sea el eje de simetría.
- Simulación de impactos en tanques de combustible utilizando como material del depósito nuevas fibras de carbono diferentes a la utilizada en este proyecto.
- Nuevos métodos de prevención del efecto Hydrodynamic Ram.
- Investigación sobre los métodos de protección de los depósitos.
- Simulación de impactos sobre tanques de combustible a velocidad media, y a hipervelocidades.
- Simulación de impactos sobre otros elementos de una aeronave, como pueden ser el

ala o la cabina.

- Simulación de impactos sobre tanques de combustible en las maniobras de despegue y aterrizaje.

2.2.- Descripción del software utilizado.

Para la realización de este proyecto se ha utilizado un software denominado Ansys Autodyn. Este software está desarrollado por la empresa Ansys Workbench y constituye una herramienta de análisis para modelar la dinámica no lineal de los sólidos, líquidos, gases y sus interacciones. Este software es uno de los más modernos en cuanto al campo de la simulación de impactos, y es similar a otros programas como LS-Dyna (el cuál no permite realizar el modelado y el postproceso con una única aplicación) o Abaqus (Software más orientado al análisis de estructura complejas).

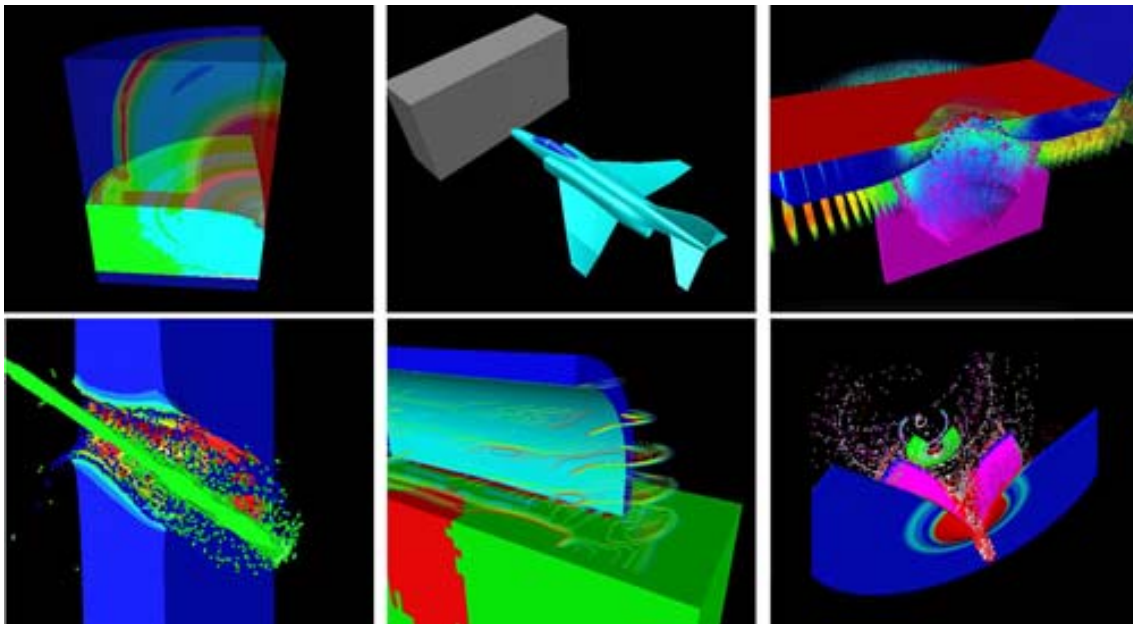


Imagen 4: Simulaciones realizadas con Ansys Autodyn

Las principales características de este programa son:

- Múltiples y soluciones técnicas acopladas: técnicas de solución múltiple (Lagrange, Euler, SPH, ALE...) que pueden ser utilizadas combinadas entre sí y acopladas en un solo problema.
- Cómoda, práctica y sencilla realización del modelado.
- Gran variedad de material en su biblioteca virtual: para facilitar el trabajo, el programa cuenta con una biblioteca en la que contempla numerosos materiales y combina las diferentes ecuaciones de estado, ecuaciones de fallo, ecuaciones de rotura, e incluso ecuaciones de procesos termodinámicos.

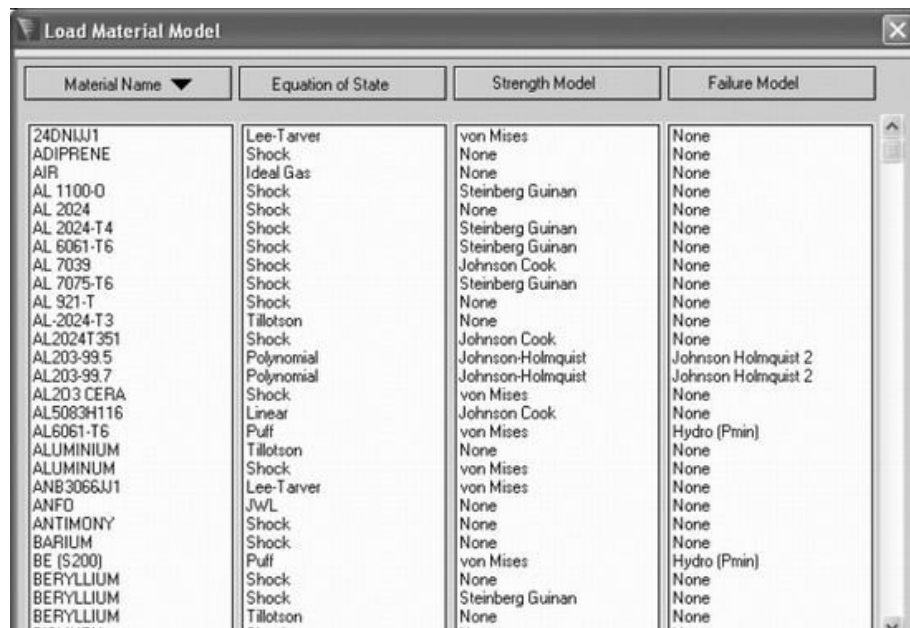


Imagen 5: Parte de la biblioteca de materiales de Autodyn.

- Permite el procesamiento en paralelo en memoria compartida.
- Arquitectura abierta: el usuario siempre puede reprogramar el software modificándolo a su antojo.
- Técnicas de resolución ampliamente comprobadas por numerosos experimentos: con el fin de obtener los resultados más precisos, los diseñadores del software se han basado en una serie de ensayos mediante los cuales han comprobado la validez de los mismos con la utilización de este software.

Este software es una herramienta de simulación muy potente y que es utilizado frecuentemente en la industria aeroespacial.

2.3.- El método de los elementos finitos.

La técnica de análisis por elementos finitos (AEF) consiste en el empleo de los métodos numéricos en la resolución de un problema físico determinado.

Este método numérico se basa en dividir la geometría en la que se quiere resolver un problema físico, en pequeños elementos en los cuales se resuelven las ecuaciones diferenciales correspondientes a un campo (la temperatura en transmisión de calor, el campo magnético en electromagnetismo, el campo de velocidades en mecánica de fluidos, etc.), en forma discreta, teniendo en cuenta las propiedades físicas de los materiales empleados, los elementos del entorno de vecindad, las condiciones de contorno y las fuentes generadoras de campo. La resolución de estas ecuaciones de forma discreta se realiza de forma iterativa hasta que se alcanza convergencia en la solución.

Las herramientas de software que permiten realizar este proceso de forma rápida y cómoda se denominan herramientas de análisis por elementos finitos, o simplemente herramientas de elementos finitos (HEF).

Existen herramientas de elementos finitos de propósito general o multidisciplinar que permiten resolver varios problemas físicos como son: mecánica de fluidos,

transmisión de calor, electromagnetismo, mecánica estructural, etc, y herramientas de elementos finitos que se aplican a un problema específico. Hay herramientas que permiten incluso acoplar dos problemas como es el caso del problema térmico y el problema electromagnético. Es decir, la salida de un problema se emplea como entrada en el otro problema y viceversa, de forma iterativa.

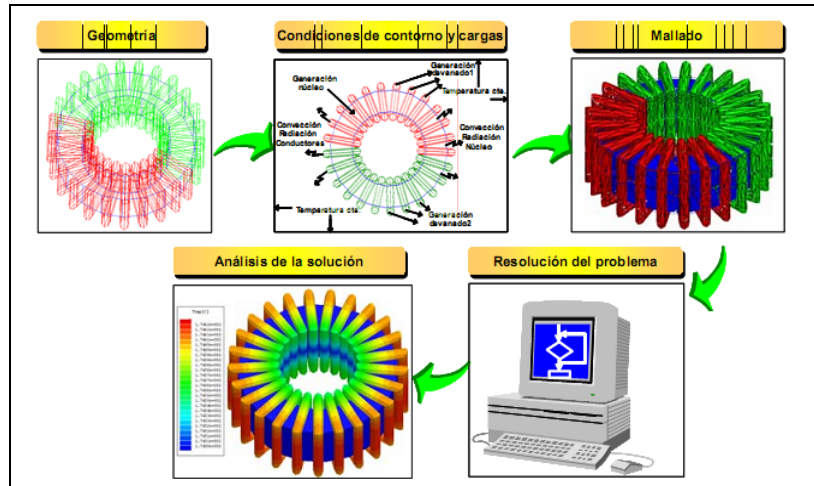


Imagen 6: Proceso de la obtención de la solución mediante análisis por elementos finitos

El proceso de generación de la solución mediante AEF se realiza en estas herramientas mediante varios pasos: definición de la geometría objeto de estudio, especificación del régimen a estudiar, asignación de las propiedades físicas de los materiales, asignación de las condiciones de contorno, aplicación de las cargas, mallado de la geometría, resolución del problema y análisis de la solución.

A continuación se muestran algunas simulaciones por elementos finitos en tres dimensiones (3-D).

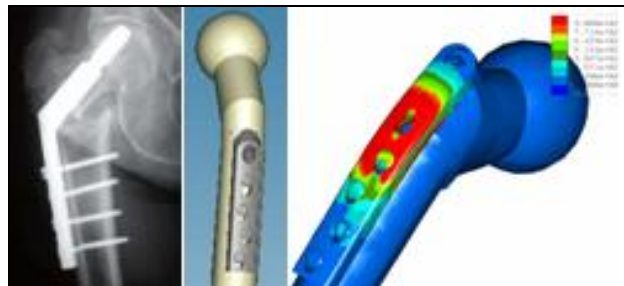


Imagen 7: Simulación de una prótesis.

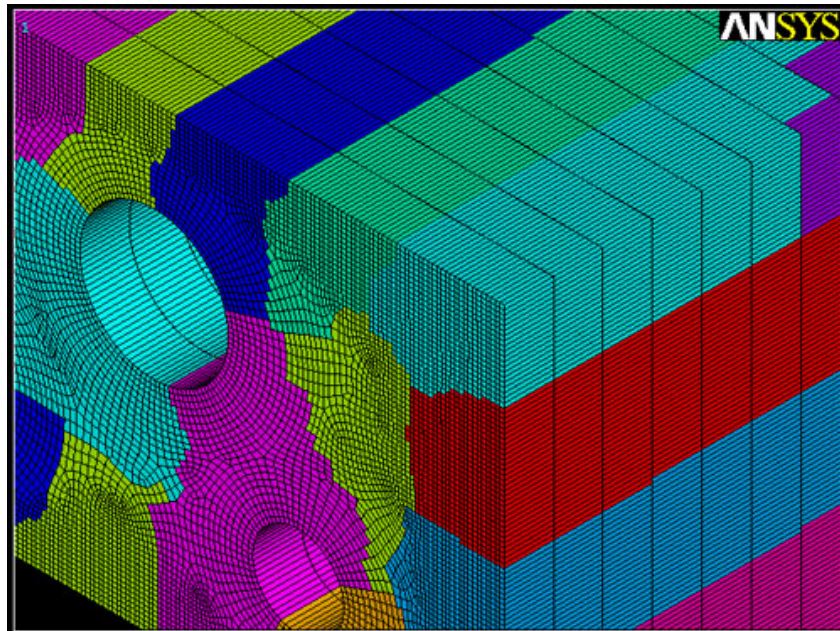


Imagen 8: Pieza analizada mediante elementos finitos.

2.4.- Diferentes tipos de malla:

Se llama deformación al movimiento total que sufre una fibra de material, el cual es resultado de desplazamientos más deformaciones específicas (o elongaciones) de la fibra. El movimiento o deformación del cuerpo se describe por una función $\phi(X,t)$ que representa la posición espacial de la partícula, como función del tiempo, a través de las coordenadas espaciales o Eulerianas, dada por:

$$x = \phi(X,t)$$

Siendo “X” las coordenadas materiales o de referencia, y “t” el tiempo.

Luego el desplazamiento de una partícula es la diferencia entre su posición actual y original:

$$u(X,t) = \phi(X,t) - X$$

La descripción de la deformación depende de la elección de las variables independientes, es decir, si se colocan las variables del problema en función de las coordenadas materiales, se tendrá una descripción Lagrangiana, en cambio, si las variables dependientes están en función de las coordenadas espaciales, resultará una descripción Euleriana. La elección del marco para describir la deformación llevará también consecuencias sobre la malla de elementos finitos a usar. Así, los tres tipos de mallas que se utilizan en este proyecto se describen a continuación.

2.4.1- Malla Euleriana:

Este tipo de malla está fija en las coordenadas espaciales, manteniéndose la forma y tamaño de los elementos constantes a lo largo de la deformación. Por supuesto, la malla no permanece coincidente con el cuerpo y se produce traspaso de materia a través de los contornos de los elementos. Tiene mayor aplicación en problemas de mecánica de fluidos, donde estudia el comportamiento de la materia que atraviesa un volumen de control estacionario.

2.4.2- Malla Lagrangiana:

Este tipo de malla está fija en las coordenadas materiales, es decir, está “pegada” a la materia, en consecuencia los elementos se deforman junto con el material, permaneciendo la malla coincidente con el cuerpo a lo largo de toda la deformación. Esto puede producir severas distorsiones en los elementos, por lo tanto resulta útil cuando es limitada la magnitud de la deformación que puede ser simulada. Es la más natural y efectiva a ser utilizada en problemas de mecánica de sólidos.

2.4.3- Malla ALE:

Usada en problemas de interacción fluido estructura y casos similares ya que permite la transición entre los dos tipos mencionados.

2.5.- Bibliografía.

· Libros consultados.

- “Formulación Euleriana de elementos finitos para la descripción de deformaciones elásticas”. Dolores Demarco y Eduardo N. Dvorkin. Mecánica computacional Vol. XXV. Noviembre (2006).
- “Simulación numérica de problemas con no linealidad física y geométrica”. Héctor Ariel Di Rado.
- “Computational methods in Lagrangian and Eulerian Hydrocodes”. David J.Benson (1990).
- “Computational Methods for Transient Analysis”. T.Belytschko y T.J.Hugues. North- holland (1983).
- “Mechanical Impact Dynamic”. R.M.Brach. John Wiley (1991).
- “Autodyn user manual”. M.S.Cowler y N.K.Birnbaum.Century Dynamic Inc. (1989).
- “Impact Strength of Materials”. W.Johnson. Edward Arnold (1972).
- “High velocity impact dynamics”. J.A.Zukas, John Wiley (1990)

· Artículos técnicos/Tesis doctorales.

- “Un método de elementos finitos para análisis hidrodinámicos de estructural navales”. Tesis doctoral de Julio García Espinosa. Universitat Politècnica de Catalunya.
- “Practical aspects of numerical simulations of dynamic events: effect of meshing”.J.A.Zukas y D.R. Scheffler. International Journal of Impact Engineering. Enero (2000).
- “Estudio de estructuras sometidas a esfuerzos de impacto en régimen elastoplástico y con grandes deformaciones por el método de los elementos finitos. Parte I: Formulación teórica”. J.Miquel Canet y J.Bonet Carbonell. Revista internacional de métodos numéricos para cálculo y diseño en ingeniería, Vol. 3 (1987).
- “Simulations of the penetration of limestone targets by ogive-nose 4340 steel projectiles”. Thomas L.Warren. International Journal of Impact Engineering. Noviembre (2001).
- “Dinámica no lineal de sistemas multicuerpo flexibles mediante algoritmos

conservativos”. Tesis doctoral de Juan Carlos García Orden. Universidad Politécnica de Madrid. (1999).

- “The mechanics of penetration of projectiles into targets”. M.E.Backman y W.Goldsmith, International Journal of Engineering Science(1978).
- “Análisis termomecánico no lineal mediante métodos explícitos de diferencias finitas y elementos finitos”. Revista internacional de métodos numéricos para cálculo y diseño en ingeniería. (1992).

· Recursos electrónicos:

- www.ansys.com
- www.blazetech.com
- www.baesystems.com
- www.dynalook.com/european-conf-2005/ALE_FSI_SPH_II/McCallum.pdf
- www.primera-clase.com/2004/12/14/descubren-causas-del-accidente-del-concorde-de-air-france/
- <http://www.nuestroclima.com/blog/index.php?paged=2>
- www.tdr.cesca.es/TESIS_UPC/AVAILABLE/TDX1214104114808//06Efv06de23.pdf
- www.creaform3d.com

3.- DESARROLLO DEL MODELO.

3.1.- Elección de la malla.

El programa Autodyn permite la elección del tipo de malla utilizado en cada ensayo entre los tipos mencionados anteriormente, siendo un aspecto muy importante la elección del tipo de malla para cada modelo, ya que de este tipo dependerán los resultados que arroje cada uno de los ensayos, y la exactitud de los resultados. Para la elección del tipo de malla adecuada para los ensayos de los que consta este proyecto se han atendido a dos factores:

- Tiempo que dura la simulación: a mayor densidad de malla, mayor es el tiempo que tarda en ejecutarse un ensayo. Para la elección de la malla en este proyecto, se han realizado varios ensayos de duraciones que comprenden desde las 6 horas, hasta 7 días aproximadamente.
- Exactitud de los resultados: a priori, cuanto más pequeña sea la malla, es decir, más elementos posea, los resultados serán más exactos.

Para la elección de la malla de este proyecto se ha pretendido lograr un equilibrio entre estos dos factores. Finalmente se ha observado que una malla de un tamaño medio, ofrece unos resultados muy aproximados a los de una malla cuatro veces más tupida, siendo el tiempo de ejecución de aproximadamente 2 días de diferencia.

A continuación, se muestran los diferentes ensayos que se han realizado con el fin de elegir el tamaño de malla más adecuado.

- Ensayo 1:

Ensayo realizado con tamaño de malla de 2.5 mm de lado para cada unidad de malla para el tipo de malla Euleriana (utilizada para mallar agua y aire), y para el tipo de malla Lagrangiana (utilizada para el mallado de la aleación de aluminio y el material denominado como Nuevo) un tamaño de lado de unidad de malla de 1,25 mm. Para la realización de este ensayo se ha empleado un tiempo aproximado de 2 horas. Este primer ensayo se ha utilizado para establecer una base tanto de resultados como del tamaño de la malla.

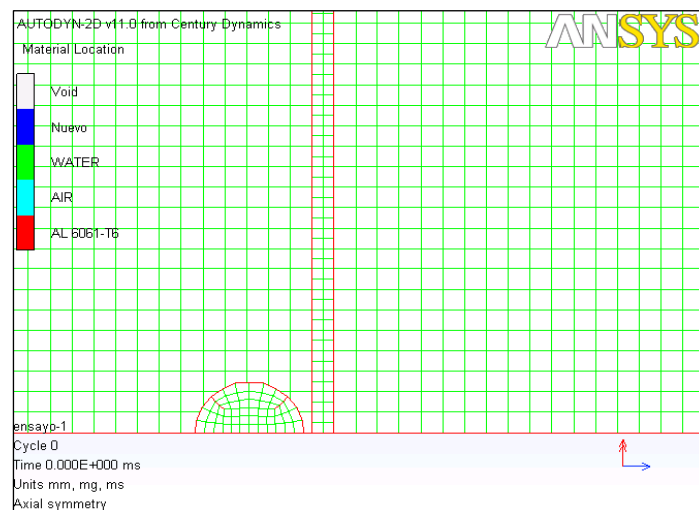


Imagen 9: Tamaño de la malla utilizado para el ensayo 1.

- Ensayo 2:

Para la realización de este ensayo se han utilizado un tamaño de malla para el tipo Euleriano de 1,25 mm, mientras que para el tipo de malla Langrajiano se ha utilizado un tamaño de elemento de malla de 1,25 mm también. En este caso, en el diseño previo del caso se consideran tres partes diferentes que constituyen todos los alrededores y se emplea aire como fluido. Este ensayo se ha implementado en aproximadamente 8 horas.

- Ensayo 3:

El ensayo número tres es de idénticas dimensiones al anterior en lo que se refiere al tamaño de las mallas, pero difiere del “Ensayo 2” en que, a la hora de realizar el diseño previo del caso, se ha considerado como una única parte el aire de los alrededores. Más adelante se podrá ver una comparativa de ambos casos. Con la realización de este ensayo se busca conocer como afecta el diseño previo de la atmósfera que rodea al tanque.

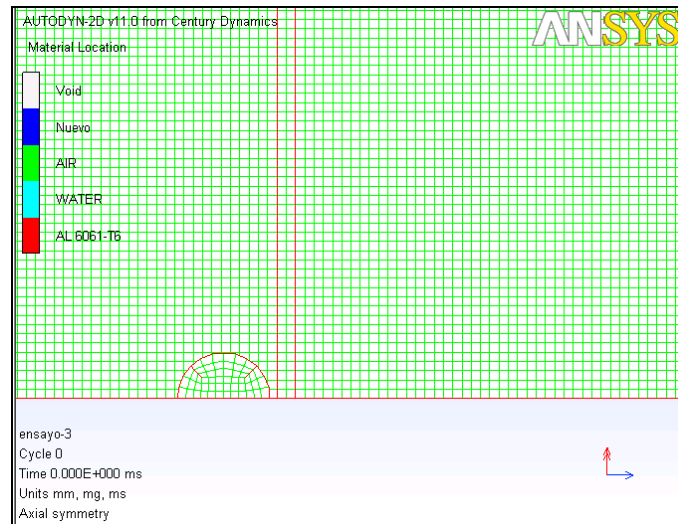


Imagen 10: Mallado empleado en el ensayo 3.

-Ensayo 4:

Para la realización de este ensayo se ha decidido emplear un tamaño de malla más tupido con el fin de ver como afecta la relación tamaño de malla-tiempo. Tanto para el caso de malla Euleriana, como de malla Langrajiana, se ha empleado un tamaño de elemento de malla de 0,625 mm, es decir, la mitad de longitud de lado que los elementos utilizados en los ensayos 2 y 3. Este ensayo ha tenido una duración de aproximadamente 30 horas.

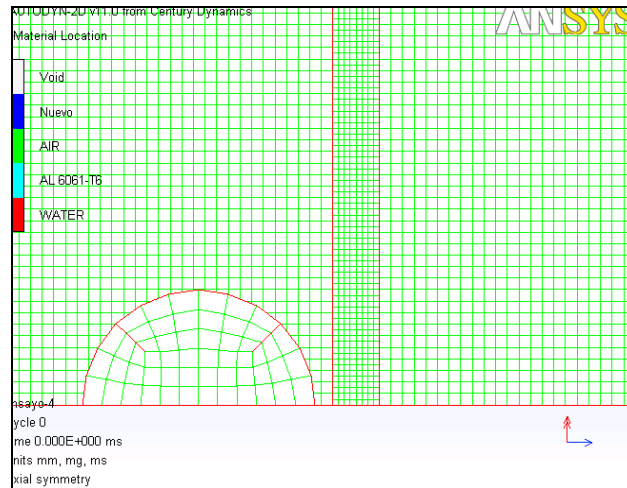


Imagen 11: Mallado empleado en el ensayo 4.

- Ensayo 5:

Con la realización de este ensayo se pretende obtener una relación tiempo-validez de resultados. Para ello se ha empleado un tamaño de elemento de malla de 1,25 mm en el caso de la Euleriana, y 0,5 mm de elemento de malla en el caso de la Lagrangiana. Este ensayo tuvo una duración aproximada de 20 horas.

El apartado 4 de este proyecto muestra los resultados obtenidos para estos ensayos, así como las conclusiones tras analizar los resultados.

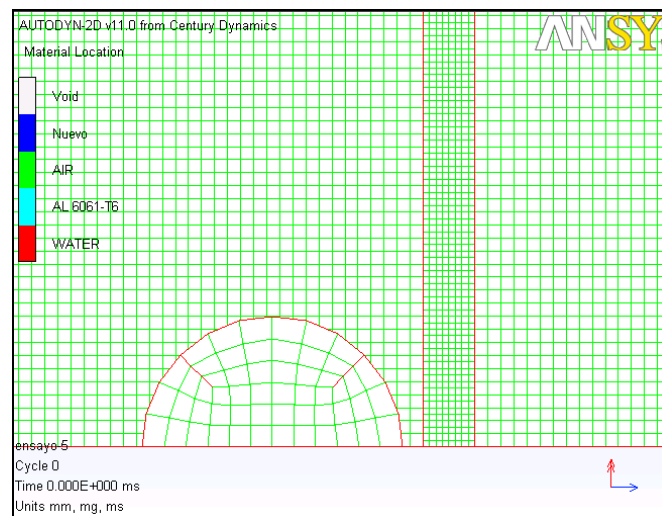


Imagen 12: Mallado empleado en el ensayo 5.

3.2.- Diseño del modelo a analizar.

En el diseño de los casos a tratar se ha buscado, principalmente, una similitud con la realidad para que los resultados sean lo más parecido posible a los casos reales. De este modo, se ha diseñado en cada uno de los casos un cilindro con paredes estrechas, que corresponde con el tanque, un proyectil de diferentes formas (como se explica mas adelante), una parte que pretende simular el fluido dentro del tanque, y los alrededores del cilindro, que corresponde con la atmósfera que rodea al sistema.

En primer lugar se genera la atmósfera. Esta parte se diseña con unas dimensiones que permitan obtener unas características homogéneas en todos los alrededores del tanque. Así, para la simulación esta parte se implementa como un rectángulo de dimensiones 250 milímetros de largo y 100 milímetros de altura. Si se hacen extensibles estas medidas en tres dimensiones, sería como un cilindro de aire de longitud 250 milímetros y 100 milímetros de radio.

En segundo lugar se incluyen en el sistema las tres paredes del depósito, es decir las dos frontales y la lateral. Estas paredes se sitúan de forma ecuánime en cuanto a la distancia que las separa de los límites de la atmósfera simulada (las dos paredes frontales se sitúan a 50 milímetros de los límites mencionados). Tienen un espesor de 2,5 milímetros cada una de ellas. Con estas tres paredes se genera un rectángulo en dos dimensiones de 145 milímetros de longitud, y 72,5 milímetros de altura. Si trasladamos estas medidas en tres dimensiones se generaría un volumen de $2,35 \text{ dm}^3$.

Tras enclavar en el diseño del modelo la atmósfera y las paredes del depósito, se incluye el fluido. Este se diseña como un rectángulo con las dimensiones interiores del tanque, es decir, 145 milímetros de longitud y 72,5 milímetros de altura.

Por último se incluye en el diseño el proyectil, el cual se implementa en cada ensayo con las diferentes formas descritas en el apartado 3.5 de este proyecto.

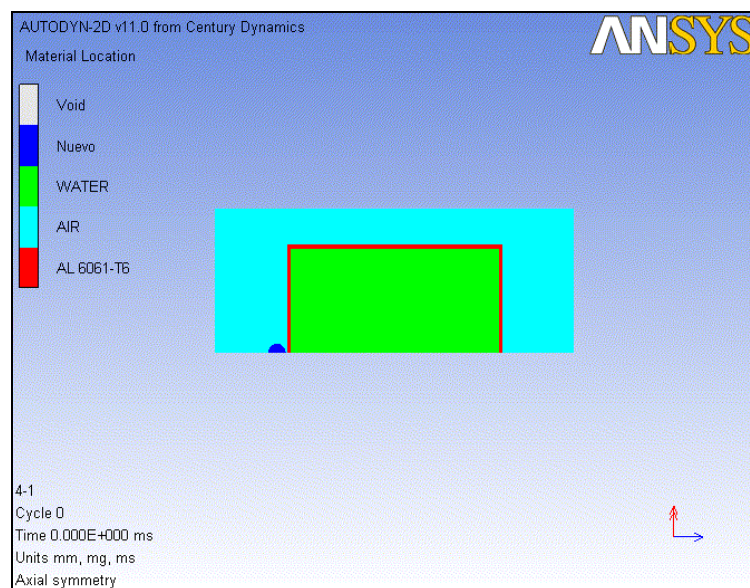


Imagen 13: Ejemplo de diseño final de un ensayo.

Después de la generación de las diferentes partes que forman cada ensayo se procede al mallado de cada una de ellas, tal y como se explica en el apartado 2 de este proyecto.

A continuación se aplican las condiciones iniciales o de contorno a cada pieza del sistema. En este paso, al proyectil se le asigna la velocidad inicial, y se unen las diferentes partes del sistema, para que todas aquellas partes que participen en una misma unión se comporten como una única parte.

Tras la implementación de las condiciones iniciales, se procede a la colocación de los sensores en las posiciones que aparecen en la tabla 1 del apartado 3.4.

Finalmente se determina el tiempo de ensayo y se ejecuta la aplicación.

Se debe aclarar que todos los ensayos se diseñan atendiendo a un modelo de simetría axial. Además, en todos los ensayos las dimensiones del proyectil del orden de 20 veces más pequeñas que las del tanque, hipótesis que en los impactos en vuelo se cumple (por ejemplo, un pájaro contra el tanque) y que es importante en los cambios de presión en el interior del tanque.

Para la realización de este proyecto se han utilizado siempre modelos en 2-D, ya que tras realizar una simulación en 3-D (no incluida en este documento) está arrojaba datos prácticamente iguales a la simulación del mismo modelo en 2-D, además de necesitar para la finalización del ensayo completo el triple del tiempo empleado por el ensayo en dos dimensiones debido que la malla se extiende en tres dimensiones y no en dos. Por este motivo se ha decidido realizar todos los ensayos en dos dimensiones.

3.3.- Elección y características de los materiales.

El programa Ansys Autodyn permite la elección de materiales de una amplia lista que el programa incluye, o bien, da la opción al usuario de crear el material deseado pudiendo aplicar diversas condiciones, ecuaciones de estado o modelos de fallo y erosión. En las siguientes líneas se explican los materiales utilizados para cada uno de las piezas o partes de las que constan los ensayos.

Para el diseño del tanque se ha utilizado en todos los ensayos una aleación de Aluminio, la Al6061-T6, de baja densidad pero muy resistente a los impactos, características que deben tener los materiales empleados en la industria aeronáutica. Este material tiene un tipo de erosión Geometric Strain, con parámetro de erosión 2 y un desgaste instantáneo. Se elige esta aleación de aluminio ya que es la más comúnmente utilizada para la fabricación de los tanques de las aeronaves.

Para la resolución de los diferentes casos, el aluminio responde a la ecuación de estado Shock, y un modelo constitutivo denominado Steinbag Guinan.

El modelo de ecuación de estado Shock, está basado en las ecuaciones de Rankine-Hugoniot aplicadas a las ecuaciones de Euler. Estas ecuaciones se obtienen mediante la integración de las leyes de conservación (o ecuaciones 1D de Euler) en un volumen de control que incluya el choque. Las ecuaciones matemáticas resultantes tras la integración, es decir, las ecuaciones de Rankine-Hugoniot ([1][2][3]) son las siguientes:

$$[1] \quad s(\rho_2 - \rho_1) = \rho_2 u_2 - \rho_1 u_1$$

$$[2] \quad s(\rho_2 u_2 - \rho_1 u_1) = (\rho_2 u_2^2 + P_2) - (\rho_1 u_1^2 + P_1)$$

$$[3] \quad s(\rho_2 E_2 - \rho_1 E_1) = [\rho_2 u_2 (e_2 + \frac{1}{2} u_2^2 + \frac{P_2}{\rho_2})] - [\rho_1 u_1 (e_1 + \frac{1}{2} u_1^2 + \frac{P_1}{\rho_1})]$$

Siendo:

- “s” la velocidad de descarga que se obtiene mediante la siguiente fórmula [4]
- “p” la densidad del fluido.
- “u” la velocidad del fluido.
- “P” la presión del fluido.
- “E” la energía total.

· “e” la energía cinética.

$$[4] \quad s = u_1 + c_1 \sqrt{1 + \frac{\gamma + 1}{2\gamma} \left(\frac{P_2}{P_1} - 1 \right)} \quad , \text{ donde } c_1 \text{ es la velocidad del fluido antes del}$$

impacto, y se obtiene $c_1 = \sqrt{\frac{\gamma P_1}{\rho_1}}$

El modelo de Steinberg Guinan es ampliamente utilizado en las simulaciones de ingeniería de impacto. Se utilizan cuando se pretende conseguir una medición del perfil de las ondas de choque para aluminio, cobre o wolframio, bajo unas presiones en el rango entre 4 GPa y 200 GPa. Para estos materiales se obtiene el módulo de rigidez (G) y el límite de elasticidad (Y) utilizando una muy alta velocidad de presión sonora. Entonces, evaluando las derivadas de G e Y con respecto a la presión o la temperatura del estado de referencia de algunos de los tres metales (en este proyecto, aluminio) se determinan estos parámetros. En conclusión, la ecuación de Steinberg Guinan describe que el cociente entre el límite elástico y el módulo de rigidez debe permanecer constante ($Y/G = \text{Cte.}$)

El fluido utilizado en estos ensayos es agua y un fluido para el apartado 4.4 de características similares al queroseno, combustible utilizado en la aviación civil. Para el agua el programa permite la elección de tres modelos diferentes, los cuales han sido utilizados en estos ensayos, es decir para cada forma geométrica de proyectil se han realizado tres ensayos, uno con cada tipo de agua. Los modelos para el agua que se utilizan en la realización de este proyecto son:

· Tipo 1: este modelo se basa en las ecuaciones de estado Polinominales, por lo que su nombre es Polynominal. Realmente el modelo se basa en las ecuaciones de Mie-Grüneisen. Esta ecuación establece una relación entre la presión y el volumen de un sólido, y a menudo se utiliza para determinar la presión en un choque comprimido sólido. Esta ecuación tiene la siguiente forma:

$$p = \frac{\rho_0 C_0^2 (\eta - 1) \left[\eta - \frac{\Gamma_0}{2} (\eta - 1) \right]}{[\eta - S_\alpha (\eta - 1)]^2} + \Gamma_0 E$$

Donde:

- C_0 es la mayor velocidad del sonido.
- ρ_0 es la densidad inicial y ρ es la densidad de corriente,
- Γ_0 es la gamma de Grüneisen en el estado de referencia. Para los sólidos su valor está comprendido entre 1 y 3.
- $S_\alpha = dU_s/dU_p$ es un coeficiente lineal de pendiente Hugoniot.
- U_s es la velocidad de la onda de choque.
- U_p es la velocidad de las partículas.
- E es la energía interna por unidad de volumen de referencia específico.

· Tipo 2: este modelo se basa en las ecuaciones Shock, explicadas anteriormente y que a su vez se basan en las ecuaciones de estado de Rankine-Hugoniot.

· *Tipo 3*: este modelo se basa en las ecuaciones de estado denominadas Shock y las ecuaciones de estado Hydro. Esta ecuación de estado proviene de las ecuaciones de Navier-Stoke. Estas ecuaciones son un conjunto de ecuaciones no lineales en derivadas parciales que describen el movimiento de un fluido. Se obtienen aplicando los principios de conservación de la mecánica y la termodinámica a un volumen fluido. Tras aplicar el teorema de transporte de Reynold, y el teorema de la divergencia de Gauss, se obtiene la forma general de Navier- Stoke.

$$\rho \frac{Du_i}{Dt} = \rho F_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [2\mu(e_{ij} - \Delta\delta_{ij}/3)]$$

Donde:

- ρ representa la densidad.
- u_i ($i=1,2,3$) son las componentes cartesianas de la velocidad.
- F_i representa las fuerzas aplicadas sobre el cuerpo.
- P es la presión del fluido.
- μ representa la viscosidad dinámica del fluido.

Para el caso de los proyectiles, se pretende que estos sean indeformables para poder comparar los resultados obtenidos para las diferentes geometrías, por lo que se genera un nuevo material denominado NUEVO en los ensayos, que tiene la misma densidad que el acero ($\rho = 7,8 \text{ Kg/m}^3$), se considera elástico con un Shear Modulus de $1 \cdot 10^8 \text{ KPa}$, y un modulo de volumen de $1 \cdot 10^8 \text{ KPa}$.

La atmósfera que rodea el tanque y el proyectil se implementa utilizando aire como material que la compone, obviamente como sucede en la realidad.

3.4.- Colocación de los sensores o galgas.

Con el fin de poder tomar datos de las presiones y velocidades durante el ensayo se colocan varios sensores o galgas por diferentes puntos, tanto del tanque como del proyectil. En total se disponen seis galgas, cinco de las cuales están en el tanque, las cuales miden presión en esos puntos, y una sexta que se encuentra en el proyectil y mide la velocidad de este en cada instante de tiempo del ensayo.

El programa permite dos opciones en cuanto al comportamiento de estos sensores:

- Colocar el sensor en una posición fija en un punto del espacio de ensayo, es decir, la galga permanece siempre en la misma posición.
- Adherir el sensor a un cuerpo que este en movimiento, es decir, el sensor se mueve a la misma velocidad que el cuerpo al que está adherido.

En el preproceso de cada caso, el programa permite situar en las coordenadas requeridas cada uno de estos sensores, excepto para el caso en el que el sensor sea móvil, el cual se debe de asociar a una posición en el cuerpo al que pertenece, en este caso el proyectil.

A continuación se muestra una tabla en la que se exponen los diferentes sensores, su posición en ejes X e Y, el lugar en el que se encuentran en el ensayo, y el tipo de sensor que es cada uno (fijo o móvil).

SENSOR	EJE X	EJE Y	CUERPO/TIPO
Sensor 1	125 mm	10 mm	Agua / Fijo
Sensor 2	125 mm	30 mm	Agua / Fijo
Sensor 3	170 mm	10 mm	Agua / Fijo
Sensor 4	170 mm	30 mm	Agua / Fijo
Sensor 5	-	-	Proyectil / Móvil
Sensor 6	125 mm	73,75 mm	Pared superior / Fijo

Tabla 1: Tipo y coordenadas de los sensores utilizados.

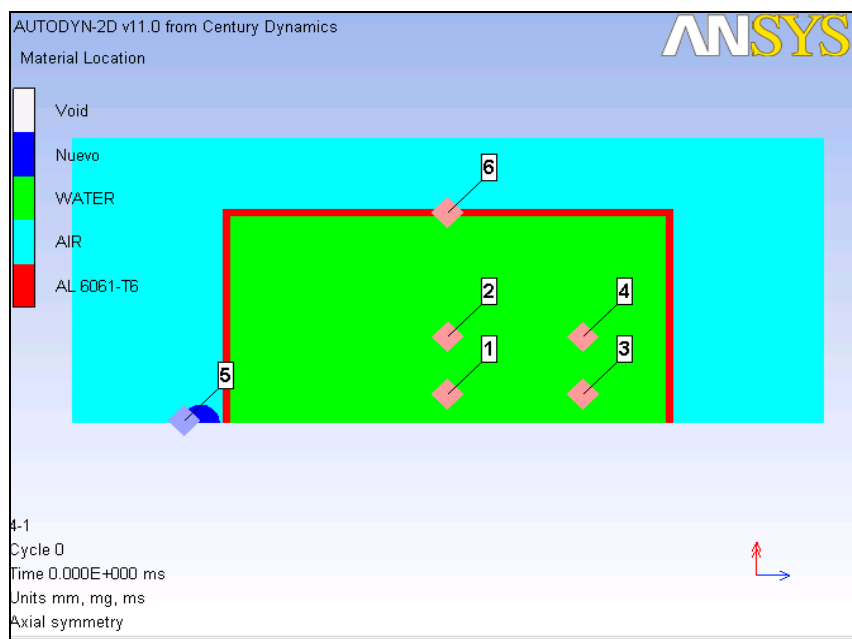


Imagen 14: Posicionamiento físico de las galgas.

3.5.- Definición de los proyectiles.

Una de las conclusiones que se pretenden obtener con la realización de este proyecto es saber como afecta al efecto Hydrodynamic RAM la morfología del proyectil. De este modo, se han realizado varios ensayos con diferentes proyectiles. Los proyectiles, como se ha indicado en el apartado 3.2, con el fin de que no se deformen en la realización de los ensayos se han fabricado de un material ficticio cuyas características ya se han explicado.

Para el diseño de los proyectiles se ha pensado en las formas más habituales de ellos que se pueden encontrar cuando sucede un impacto, ya que la mayoría de los cuerpos se pueden asemejar a algunos de los proyectiles aquí presentados. También, para lograr una mayor uniformidad, para cada tipo de proyectil se ha utilizado la misma densidad, es decir, todos los ensayos se realizan con un proyectil que pesa lo mismo (para todos los ensayos 7,97 gramos). Las formas de proyectil utilizados en los diferentes ensayos son los siguientes:

- **Proyectil con forma de esfera:** se trata de una esfera perfecta de radio 6,25 milímetros, y que en la realidad se puede asemejar a un trozo de granizo. Con este proyectil se han realizado tres ensayos, uno con cada tipo de agua descrito anteriormente.

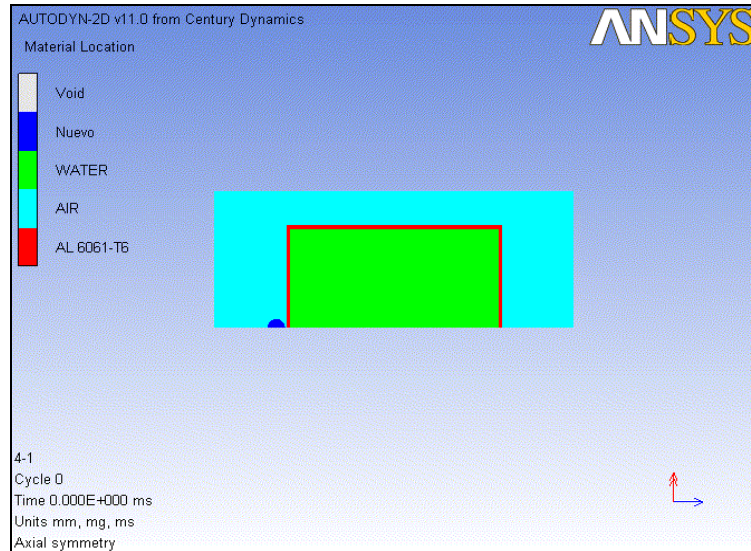


Imagen 15: Ejemplo de ensayo con esfera (Ciclo inicial)

- **Proyectil con forma de cilindro:** el segundo tipo de proyectil utilizado tiene forma de cilindro. También es una geometría muy abundante, ya que casi todos los cuerpos se pueden asemejar a ella. Para el diseño del cilindro se considera un radio de 6,25 milímetros, idéntico a la esfera con el fin de que los resultados obtenidos puedan ser comparados de la forma más exacta posible. Para respetar el eso considerado del proyectil, este cilindro debe tener una longitud de 8,34 milímetros.

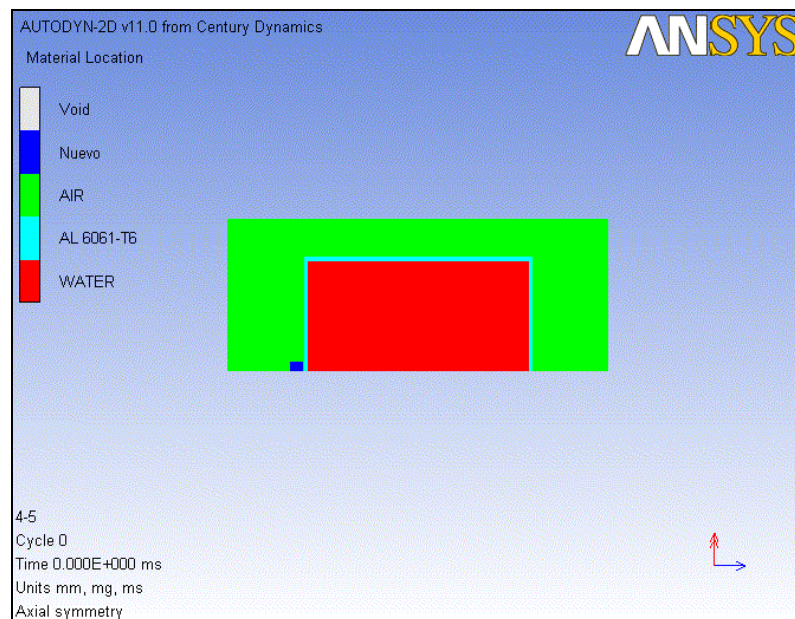


Imagen 16: Ejemplo de ensayo con cilindro (Ciclo inicial).

- **Proyectil con forma de bala:** como su propio nombre indica, este proyectil tiene la geometría de una bala. A pesar de que en la realidad no se encuentran proyectiles con forma de bala (o al menos en número menor que los anteriores), se debe analizar esta forma ya que en la industria militar es muy importante conocer como afectan los impactos de bala a las aeronaves. Para el diseño de este proyectil se han debido de implementar dos partes diferentes en el programa y posteriormente unirlos y dotarlas de la misma velocidad. Esto se debe a que Autodyn no permite la generación de varias geometrías en una misma pieza. Por lo tanto, para la generación de este proyectil se ha empleado un cuarto de circunferencia, de radio 6,25 milímetros, que corresponde con la cabeza de la bala, y un pequeño cilindro de radio 6,25 milímetros y longitud de 4,16 milímetros, que corresponde con el cuerpo de la bala.

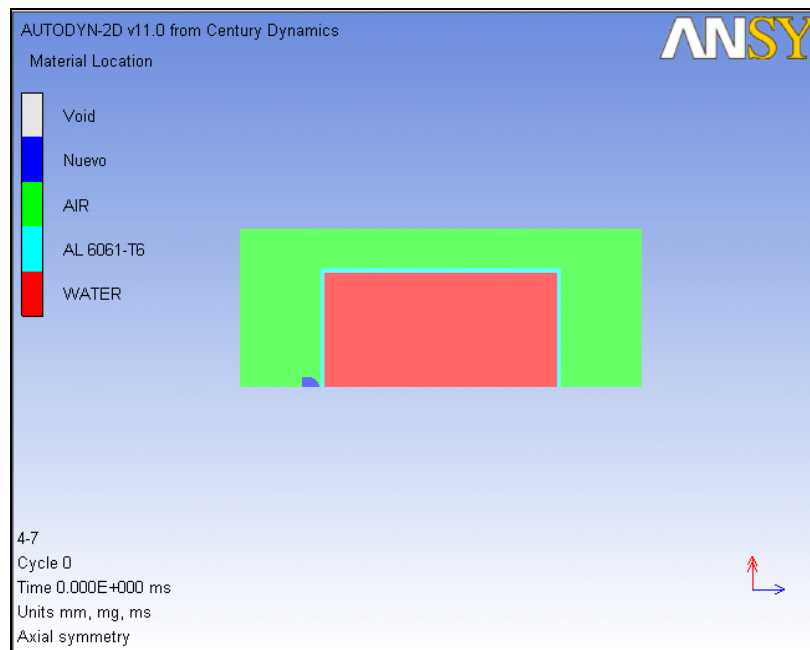


Imagen 17: Ensayo con proyectil con forma de bala.

- **Proyectil con forma de cuña con punta de 30°:** para implementar esta geometría también se ha tenido que diseñar dos partes diferentes y posteriormente unirlos. La primera parte es un triángulo de altura 6,25 milímetros y un ángulo de 30° en el vértice que impacta. La segunda pieza es un cilindro de radio 6,25 milímetros y longitud 5,73 milímetros.

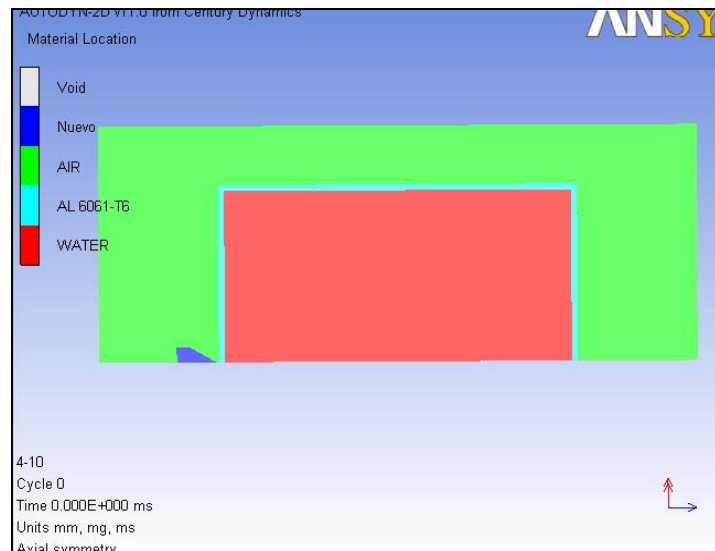


Imagen 18: Ensayo con proyectil con forma de cuña de 30°.

- **Proyectil con forma de cuña con punta de 45°:** los pasos seguidos para el diseño de este proyectil son los mismos que el caso anterior. En este caso, el ángulo del vértice que impacta primero es de 45°, y la longitud del cilindro es de 6,25 milímetros.

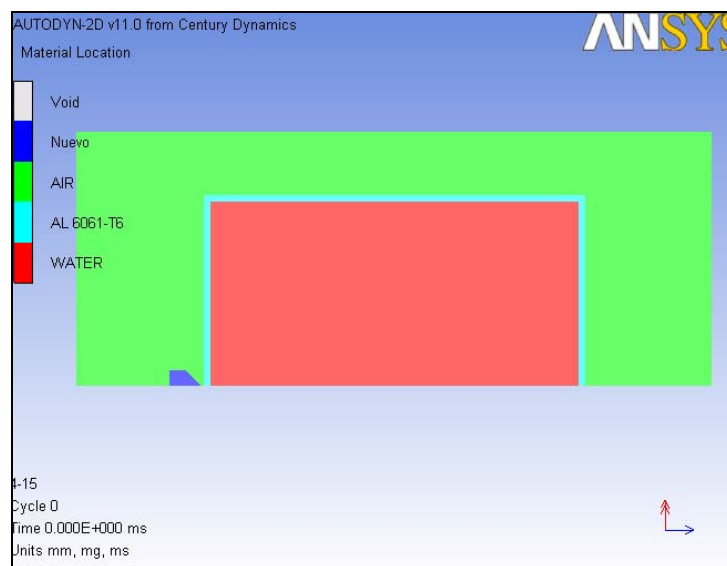


Imagen 19: Ensayo con proyectil de cuña de 45°

- **Proyectil con forma de cuña con punta de 60°:** la geometría de este proyectil es conseguida de forma similar a los dos anteriores. En este caso, el vértice de la punta forma un ángulo de 60°, mientras que la longitud del proyectil es similar al anterior (6,25 mm).

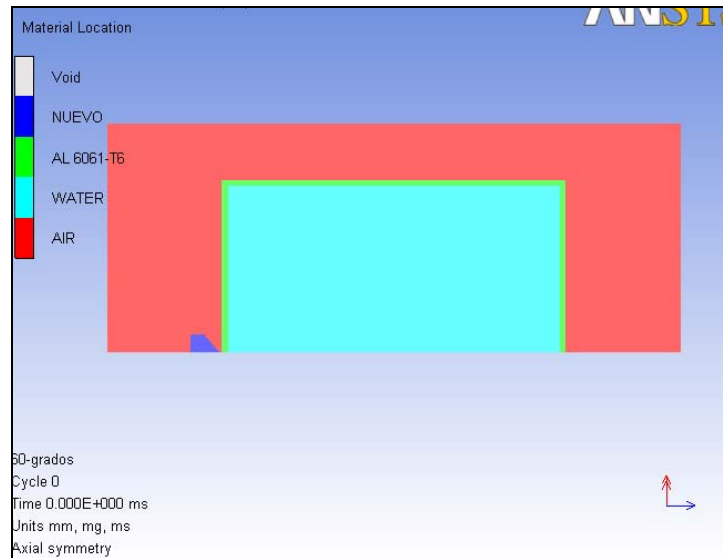


Imagen 20: Ciclo inicial ensayo con cuña de 60°.

3.6.- Ensayo realizado utilizando un tanque de fibra de carbono y combustible.

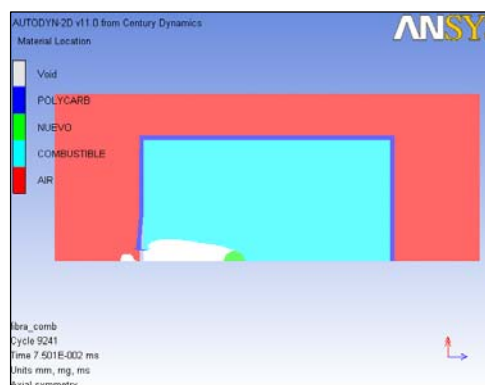
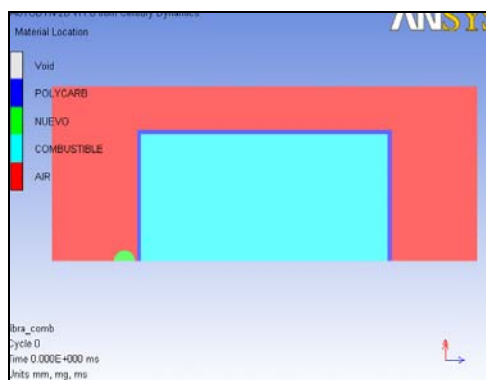
En la actualidad los materiales sintéticos constituyen el 80% de los utilizados para la construcción de una aeronave. Estos materiales sintéticos están formados por toda una variedad, y pueden ser desde una fibra de vidrio hasta una resina epoxi.

En este ensayo se pretende conocer mejor como afectan los impactos a los tanques construidos con alguna de estas fibras, en concreto para este ensayo se ha utilizado una fibra de carbono.

A priori, la fibra utilizada es más ligera que la aleación de aluminio utilizada en los ensayos anteriores, por lo que se supone que el proyectil al chocar contra las paredes del tanque debe sufrir una resistencia menor.

Otro factor determinante es el fluido que contiene el tanque, ya que de sus propiedades dependerán los resultados de los ensayos. En este caso se utiliza un fluido similar al queroseno (combustible muy utilizado por las aeronaves comerciales), el cual posee una densidad ($DENSIDAD = 0.8 \text{ Kg./m}^3$) menor que el agua utilizada en los ensayos anteriores (en cualquiera de los tres tipos de agua, algo superior a 1 Kg./m^3).

A continuación se muestra diferentes fases de la realización de este ensayo, desde el ciclo inicial 0, hasta un ciclo final de 0.5 milisegundos después:



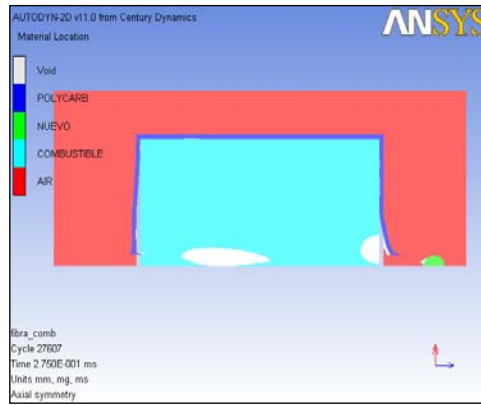
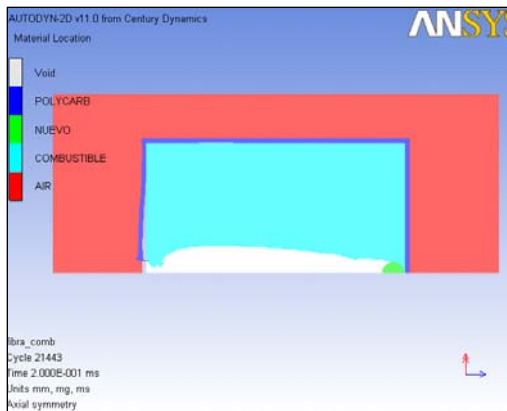


Imagen 21: Cuatro instantes diferentes del desarrollo del ensayo

4.- RESULTADOS OBTENIDOS.

4.1.- Ensayos realizados para determinar el tipo de malla.

A continuación se muestran las diferentes gráficas obtenidas para los cinco sensores que miden presión (1, 2, 3, 4, 6), así como la gráfica obtenida de la variación de la velocidad del proyectil (5).

SENSOR 1:

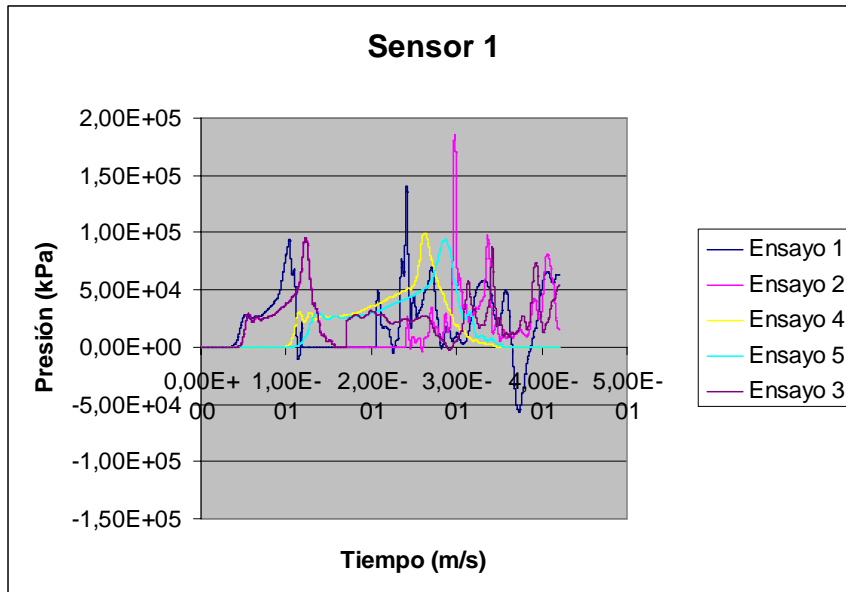


Gráfico 1: Diagrama Presión-Tiempo en sensor 1

Como se puede observar en el gráfico, para este ensayo se obtienen unos resultados que difieren bastante entre ellos, pudiendo sólo asimilar los obtenidos para los ensayos 4 y 5 (con un cierto retardo para en los resultados del ensayo 5), y para los ensayos 2 y 3 en el periodo de tiempo entre 0 y 0,2 milisegundos.

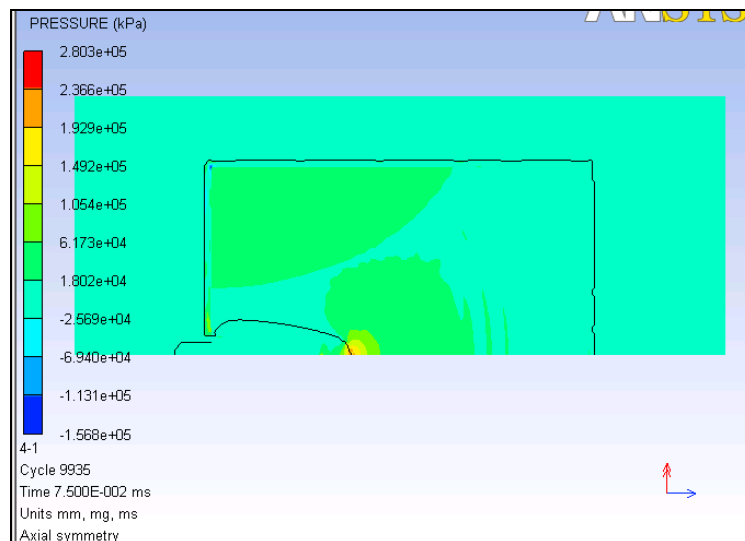


Imagen 22: Gráfico de presiones en ensayo 1 en los alrededores del sensor

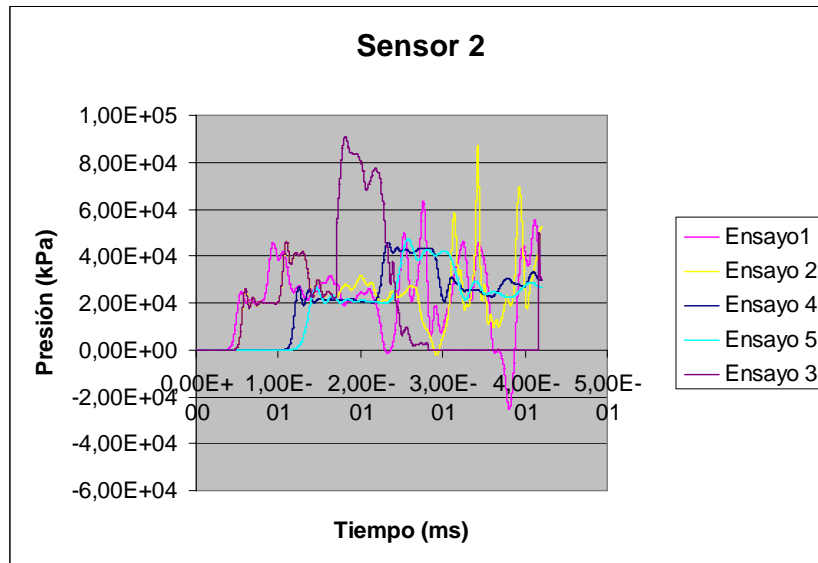
SENSOR 2:

Gráfico 2: Diagrama presión-tiempo en sensor 2.

En este gráfico se puede observar una similitud entre los resultados obtenidos para el ensayo 1 y el ensayo 3, con un cierto retardo en los resultados del ensayo 3 respecto a los resultados del ensayo 1. También se puede ver que para el rango de tiempo entre 0 ms y 1,5 ms, los ensayos 2 y 3 vuelven a ser coincidentes.

En este sensor se obtienen presiones mucho más elevadas, del orden de 5 veces más, que las obtenidas en el sensor 1. Esto se puede deber, a la reflexión de parte de las ondas de choque en las paredes del tanque, por lo que a priori, afecta a los sensores que están más alejados del eje de simetría.

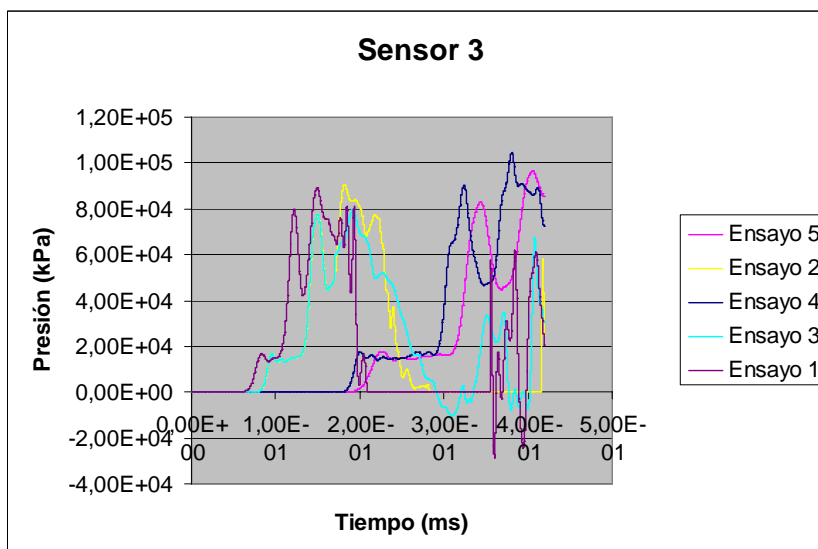
SENSOR 3:

Gráfico 3: Diagrama presión-tiempo obtenido en el sensor 3.

En este tercer ensayo cabe destacar varios aspectos:

- La similitud de los resultados obtenidos para los tres primeros ensayos, no obtenidos en ninguno de los anteriores.
- Como en los casos anteriores los resultados de los ensayos 2 y 3 en el rango de tiempo 0 – 2 ms son idénticos.
- La obtención de presiones más elevadas que en los anteriores ensayos, sobre todo en el caso de los ensayos 4 y 5.

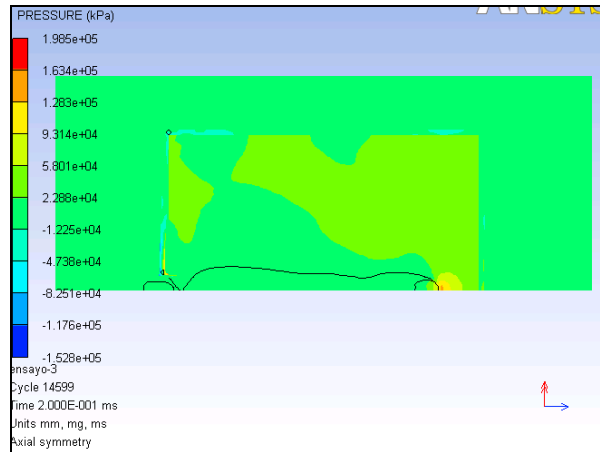


Imagen 23: Gráfico de presiones en un momento del ensayo 3.

SENSOR 4:

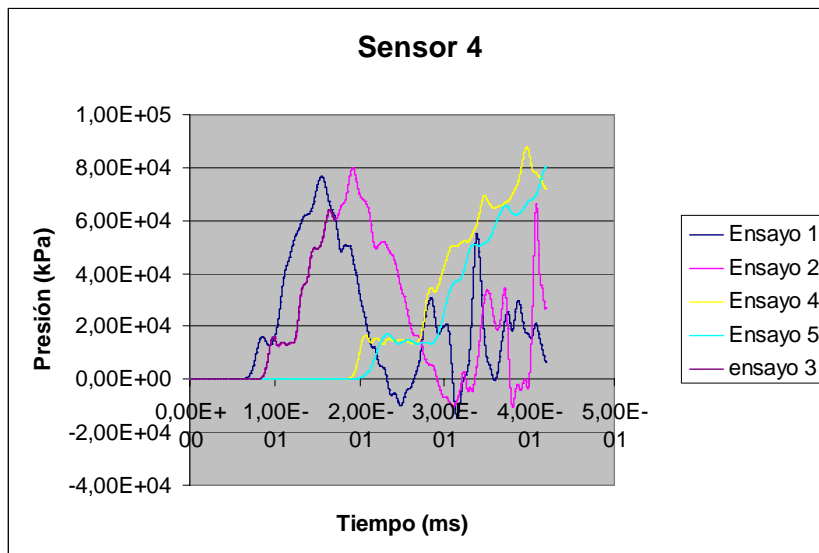


Gráfico 4: Gráfico presión-tiempo obtenido en el sensor 4

En este ensayo destaca la desaparición del retardo en los resultados obtenidos anteriormente para los ensayos 2 y 3, que son prácticamente iguales en ambos casos. Continúa la tónica de presiones elevadas que aparecieron en los sensores 2 y 3.

SENSOR 5:

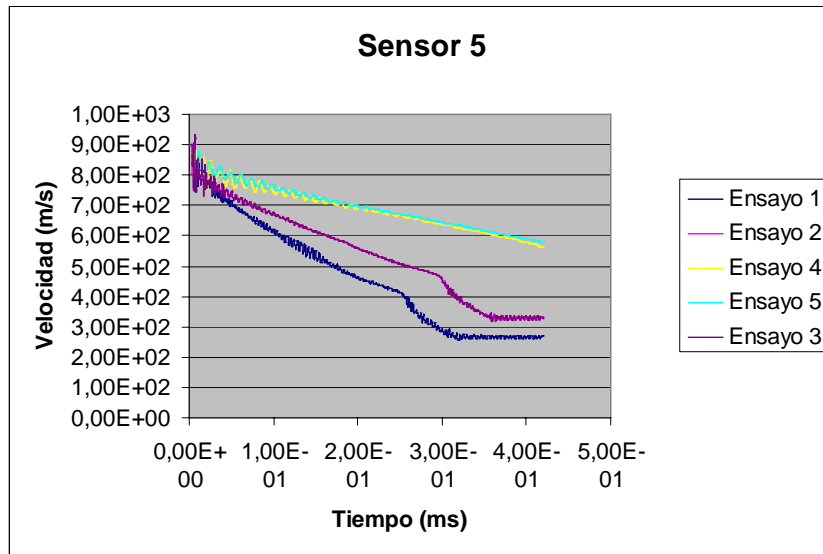


Gráfico 5: Gráfico velocidad-tiempo obtenido en el sensor 5.

Este ensayo muestra la pérdida de velocidad del proyectil al atravesar el tanque de combustible. Como se puede observar, para los ensayos que tienen un tamaño de malla Langrajiana menor, la pérdida de velocidad es menor. Las velocidades al final del ensayo varían desde 580 m/s (aproximación) para los ensayos 4 y 5, hasta 280 m/s (aproximación) para el ensayo 1.

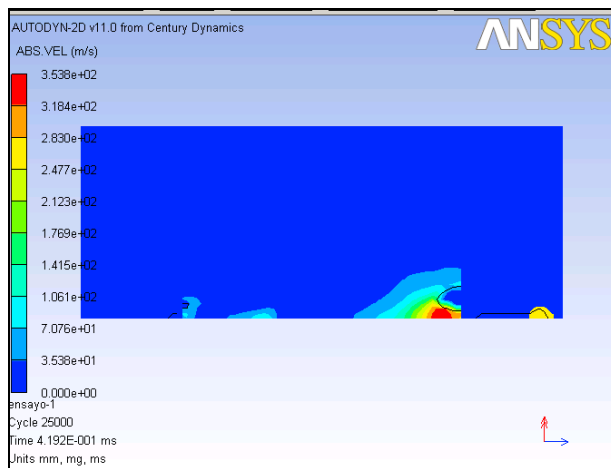


Imagen 24: Gráfico de velocidades al finalizar ensayo 1.

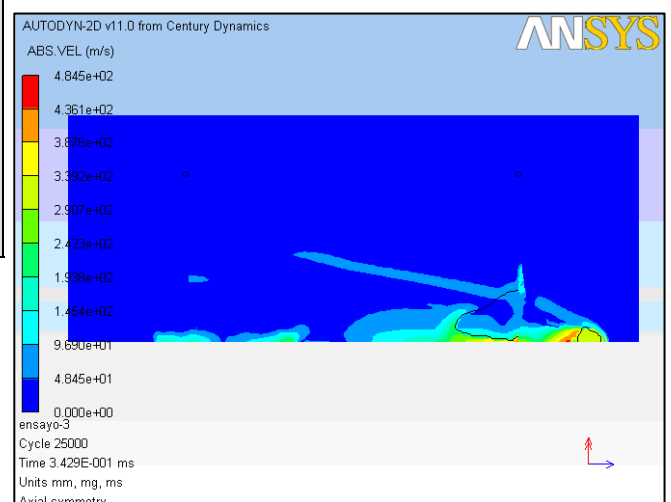


Imagen 25: Gráfico de velocidades al finalizar ensayo 3.

Para conocer la validez de estos resultados, se han cotejado con los obtenidos por David Fernández en su doctorado sobre impactos de tanques con casos similares desarrollados con otro software, y con los resultados obtenidos empíricamente en la realización de varios ensayos en los laboratorios de la Universidad Carlos III.

Con los datos obtenidos en estos cinco sensores (los resultados obtenidos para el sensor 6 no son relevantes, por lo que no se ha incluido en el estudio de la malla) se puede seleccionar el tamaño de malla adecuado teniendo en cuenta los aspectos que se comentan al principio de este capítulo. Así, se decide que para la realización de los ensayos posteriores la malla que se utiliza es la correspondiente al ensayo 4, es decir la más pequeña, de dimensión 0,625 mm de elemento de malla tanto para la Euleriana como para la Langrajiana.

Para la realización de este proyecto se han utilizado siempre modelos en 2-D, ya que tras realizar una simulación en 3-D (no incluida en este documento) está arrojaba datos prácticamente iguales a la simulación del mismo modelo en 2-D, además de necesitar para la finalización del ensayo completo el triple del tiempo empleado por el ensayo en dos dimensiones debido que la malla se extiende en tres dimensiones y no en dos. Por este motivo se ha decidido realizar todos los ensayos en dos dimensiones.

4.2.- Ensayos realizados con tanque de aluminio y fluido agua.

Antes de analizar los resultados obtenidos para cada tipo de proyectil, se presentan los resultados obtenidos para un mismo ensayo con la diferencia de que en el ensayo denominado como “Completo” la atmósfera se ha diseñado de una sola pieza, mientras que en la realización del ensayo denominado “Por Partes” se ha diseñado la atmósfera de tres piezas. A continuación se muestran los resultados obtenidos para ambos ensayos.

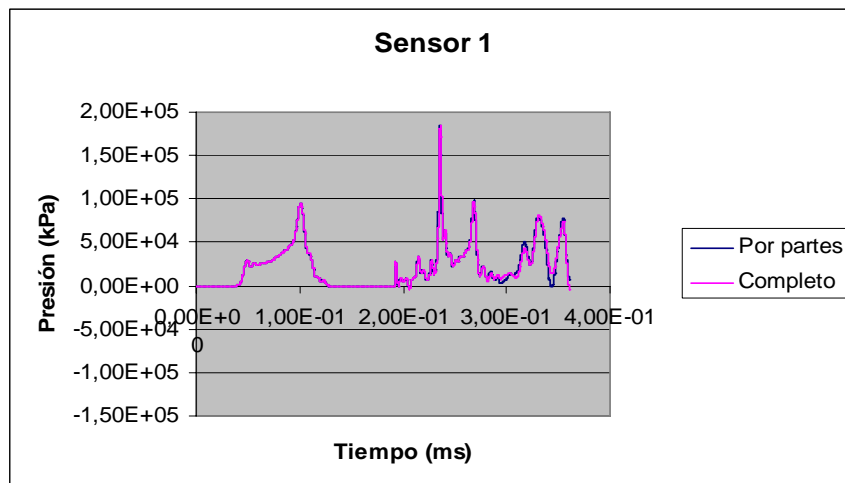


Gráfico 6: Comparativa resultados ensayos 2 y 3 en sensor 1.

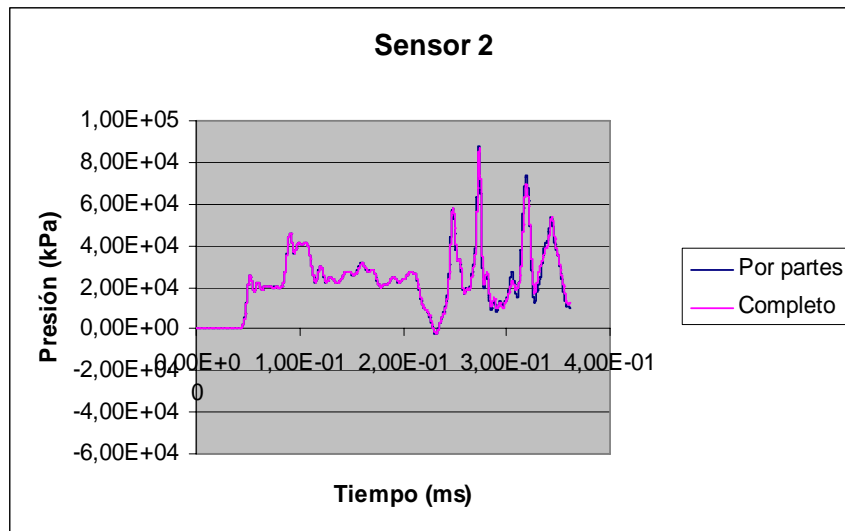


Gráfico 7: Comparativa resultados ensayos 2 y 3 en sensor 2.

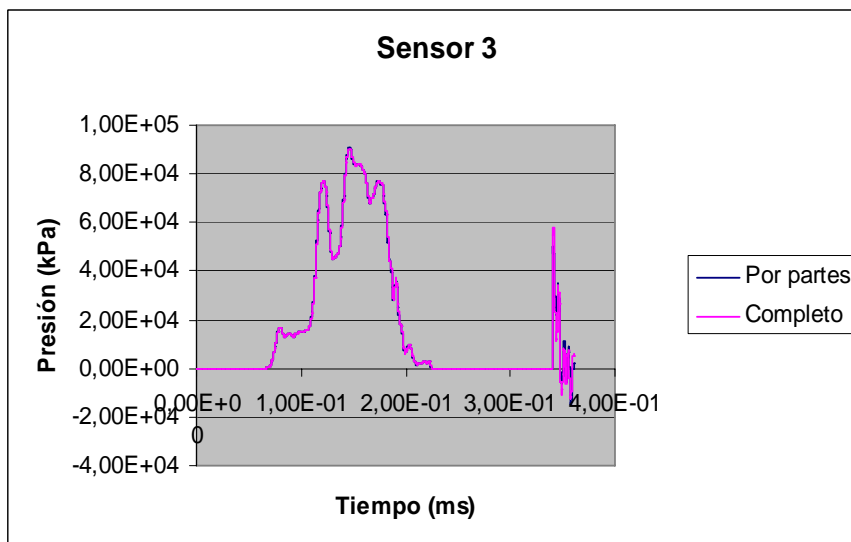


Gráfico 8: Comparativa resultados ensayos 2 y 3 sensor 3.

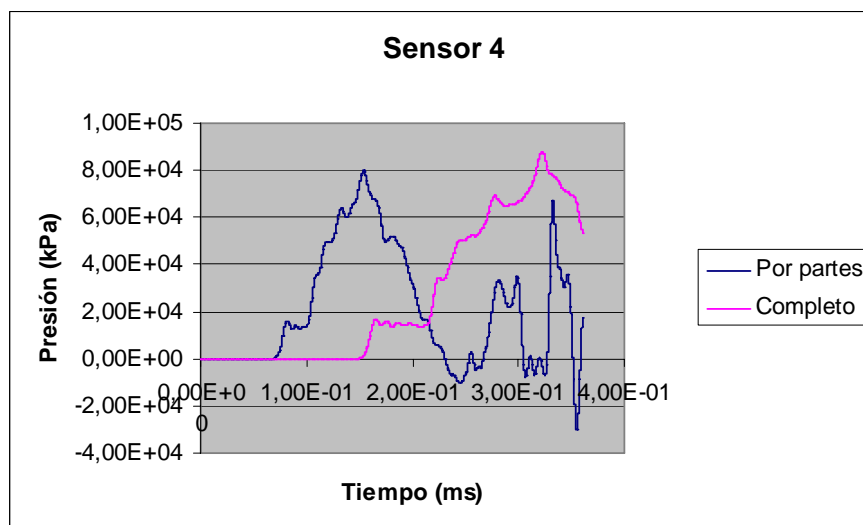


Gráfico 9: Comparativa resultados ensayos 2 y 3 sensor 4.

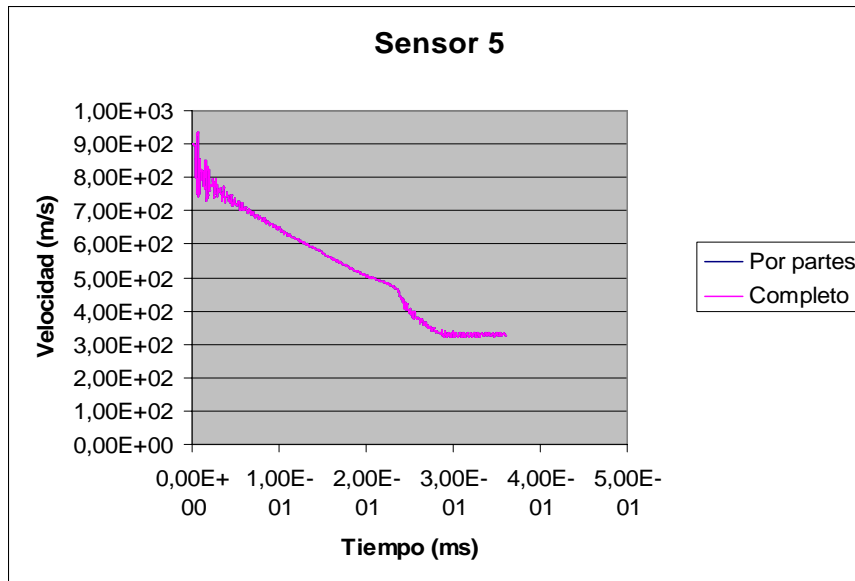


Gráfico 10: Comparativa resultados ensayos 2 y 3 sensor 5.

Como se observa los resultados obtenidos en los sensores son idénticos, excepto para el sensor 4, que muestra un retardo del ensayo en el que la atmósfera se diseña como una única parte, aunque los valores de las presiones son similares a los obtenidos para el ensayo que se diseña en tres partes. No obstante se concluye que el modo de diseño de los alrededores no afecta al resultado final.

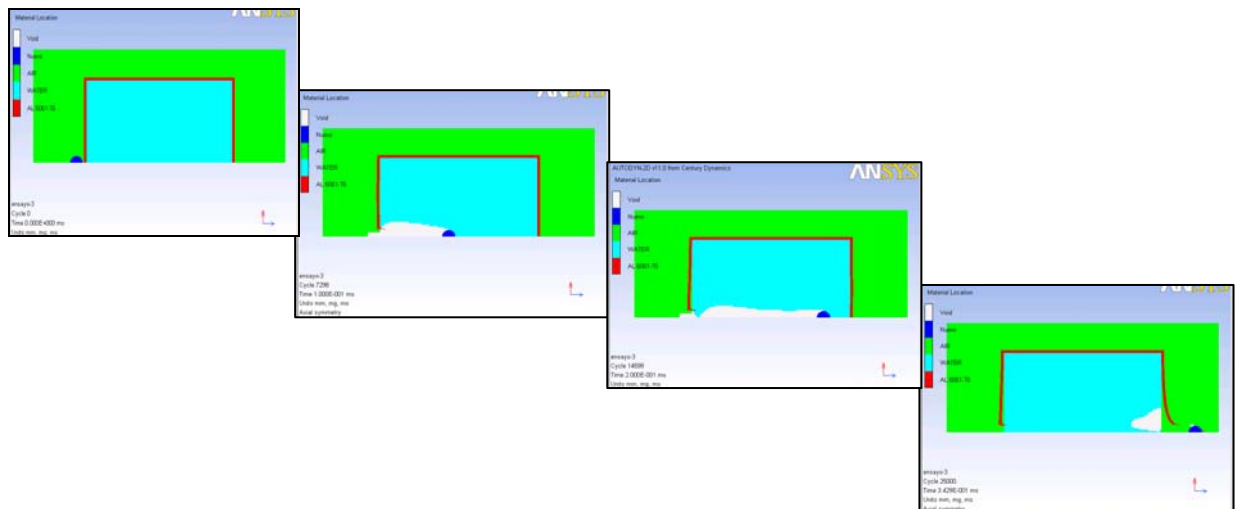


Imagen 26: Evolución de ensayo 3.

4.2.1.- Ensayos realizados con un proyectil en forma de esfera.

Para la realización de estos tres ensayos se utiliza un proyectil con forma de esfera cuyo radio es 6,25 mm. Con el proyectil en forma de esfera se han realizado tres ensayos diferentes, uno con cada modelo de agua descrito en el apartado anterior.

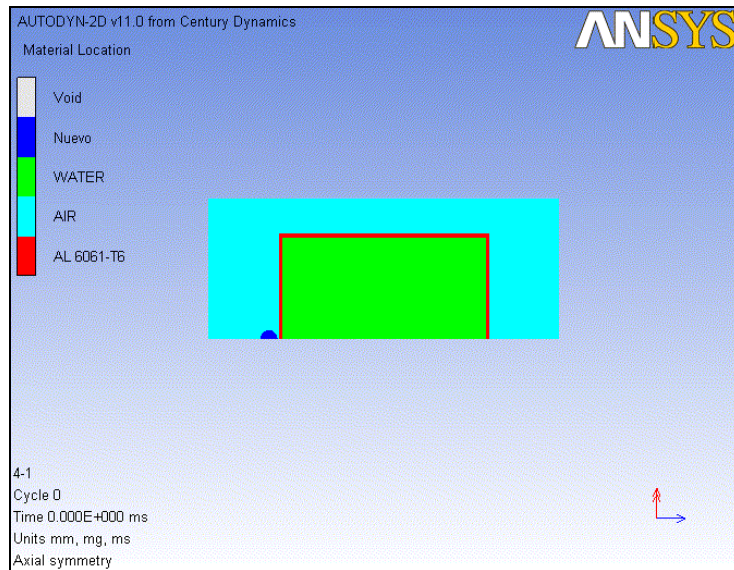


Imagen 27: Ciclo inicial para ensayo con proyectil tipo esfera.

A continuación se muestran los resultados obtenidos para cada una de los seis sensores.

SENSOR 1:

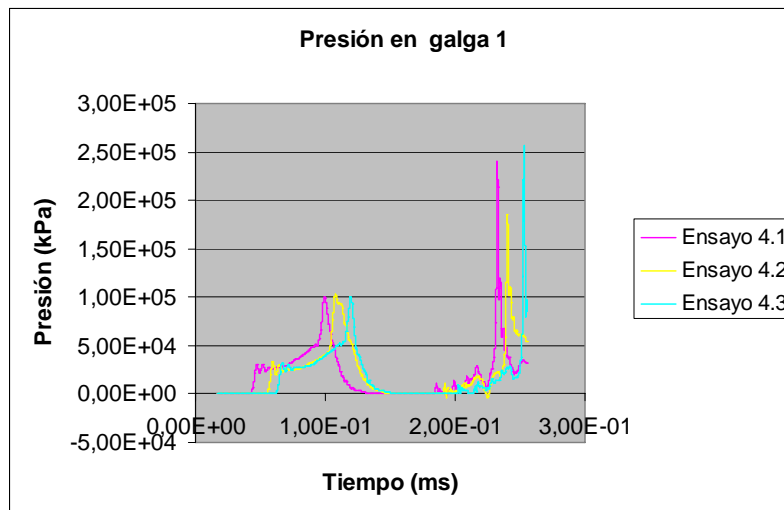


Gráfico 11: Gráfica presión-tiempo en sensor 1

Los valores de presión obtenidos para los tres ensayos son prácticamente similares en forma, aunque los ensayos 4.2 y 4.3 presentan un retardo respecto al ensayo 4.1. De esta forma, se pueden identificar dos picos de presión: el primero de ellos de valor $1 \cdot 10^5$ kPa en el instante de tiempo $1 \cdot 10^{-1}$ ms aproximadamente. El segundo de ellos, más significativo, se produce en el instante de tiempo aproximado de $2,4 \cdot 10^{-1}$, y en este caso cada ensayo tiene un valor diferente, siendo el resultado $2,45 \cdot 10^5$ kPa para el ensayo 4.1, $1,9 \cdot 10^5$ kPa para el ensayo 4.2, y $2,55 \cdot 10^5$ kPa para el ensayo 4.3. Estos dos picos de presión se producen en el momento en el que el proyectil se encuentra más próximo al sensor en el momento en el que atraviesa el cuerpo, y en el momento en el que el proyectil impacta contra la segunda pared del depósito.

En la siguiente imagen se muestra una captura para del ensayo 4.1 en el ciclo 29991, en el instante de tiempo $t = 0,225$ ms. En esta imagen se puede ver como el

proyectil está a punto de entrar en contacto con la segunda pared del tanque, así como la estela que deja a su paso por el interior del tanque, y que en estos primeros momentos tras el impacto se genera vacío.



Imagen 27: Captura del ensayo 4.1 en el ciclo 29991.

SENSOR 2:

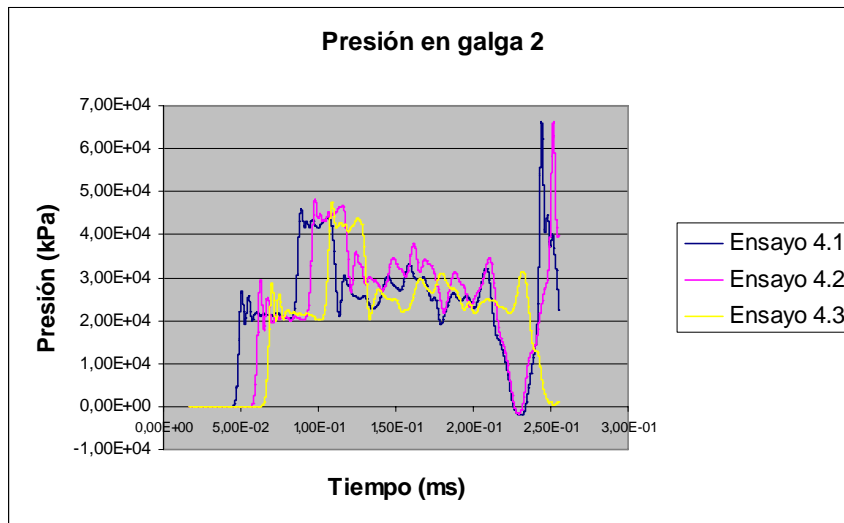


Gráfico 12: Gráfica presión-tiempo en el sensor 2

En este segundo sensor, por su mayor proximidad con la pared superior del depósito, aparecen más picos de presión ya que las ondas de presión rebotan contra la misma. A pesar de ello, los valores de presión son menores que los obtenidos en el sensor 1. Al igual que en el sensor 1, los resultados obtenidos en el sensor 2 tienen la misma forma en la gráfica, pero con un retardo en los casos de los ensayos 4.2 y 4.3 respecto al ensayo 4.1.

En este sensor, en los tres ensayos aparecen picos de presión en los instantes de tiempo aproximados $0,5 \cdot 10^{-2}$ ms, $1 \cdot 10^{-1}$ ms y $2,5 \cdot 10^{-1}$ ms ($3 \cdot 10^4$ kPa, $4,9 \cdot 10^4$ kPa, y $6,6 \cdot 10^4$ kPa, respectivamente). Durante el desarrollo de todo el ensayo la presión varía constantemente, pero cabe destacar la aparición de una pequeña presión de compresión

en el instante de tiempo aproximado $2,35 \cdot 10^{-1}$ ms, que puede ser debido a la aparición de vacío en el interior del tanque.

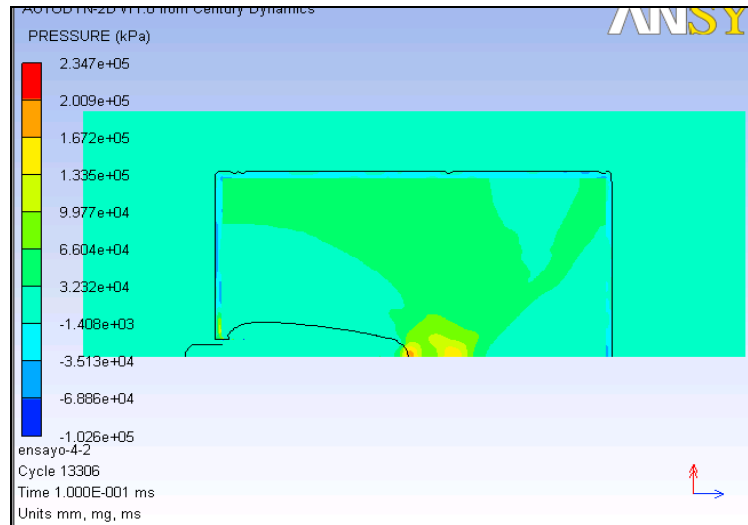


Imagen 28: Captura del ensayo 4.2 en $t = 0,1$ ms.

SENSOR 3:

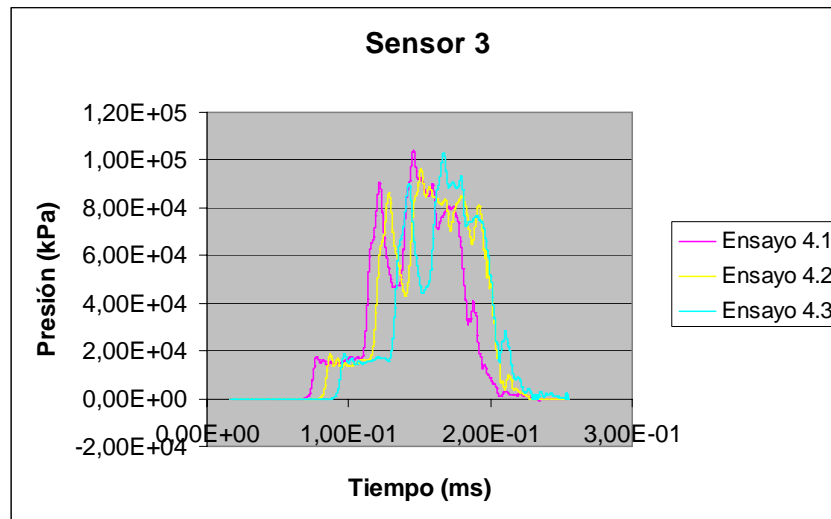


Gráfico 13: Gráfica presión-tiempo resultante en el sensor 3.

En los resultados obtenidos de este sensor se observan picos de presión constantes, aunque los principales aparecen en el instante aproximado de $1,5 \cdot 10^{-1}$ ms con valor de $1 \cdot 10^5$ kPa en el caso de los ensayos 4.1 y 4.3, y ligeramente inferior en el caso del ensayo 4.2. Al igual que en el resto de ensayos los resultados obtenidos para los ensayos 4.2 y 4.3 presentan un ligero retraso respecto los datos del ensayo 4.1. Cabe destacar que a partir del instante $2,15 \cdot 10^{-1}$ ms la presión prácticamente desaparece. Esto se debe a una estabilización del fluido dentro del depósito una vez que el proyectil lo atraviesa.

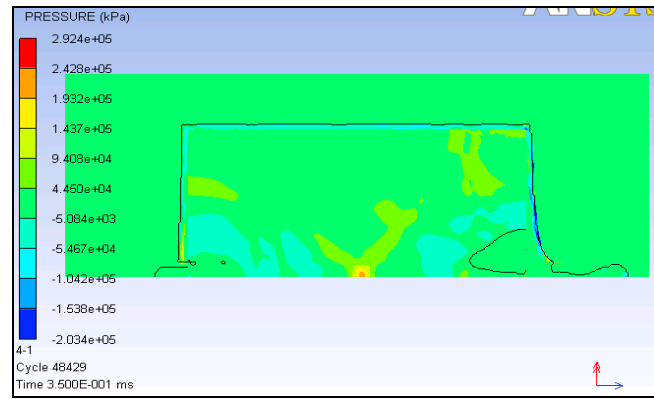


Imagen 29: Gráfico de presión obtenido para el ensayo 4.1 en $t = 0,35$ ms.

SENSOR 4:

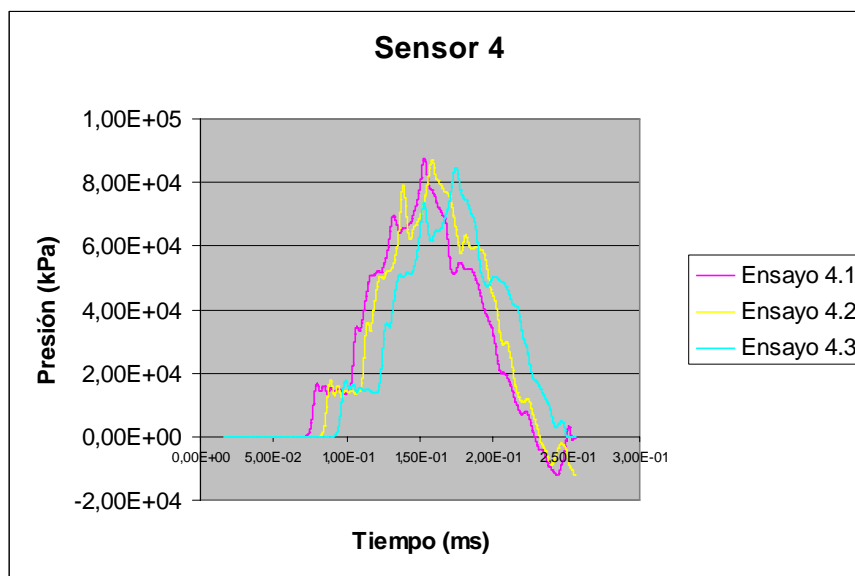


Gráfico 14: Gráfica presión-tiempo en sensor 4.

Las presiones obtenidas en este sensor para cada uno de los tres ensayos son similares a las presiones resultantes en el sensor tres. A diferencia de este, en el sensor 4 el pico de presión aparece de forma más pronunciada, a pesar de tener unos valores de presión inferiores. Debido a la posición de este sensor, las ondas de la estela que deja el proyectil durante el ensayo le afectan de forma menor, y por ello tiene una forma de presiones más esbelta. El valor máximo de presión en estos ensayos es $8,77 \cdot 10^4$ kPa, que aparece en el instante de tiempo $1,53 \cdot 10^{-1}$ ms. Este valor aparece en el ensayo 4.1. En el ensayo 4.2 la presión máxima es de $8,71 \cdot 10^4$ kPa, en el instante de tiempo $1,58 \cdot 10^{-1}$, mientras que en el ensayo 4.3 la máxima presión aparece a los $1,75 \cdot 10^{-1}$ ms del comienzo del ensayo, y tiene un valor de $8,45 \cdot 10^4$ kPa.

De nuevo se puede observar el retardo que muestran los resultados de los ensayos 4.2 y 4.3 respecto de los resultados del ensayo 4.1.

También hay que destacar los valores negativos de presión que aparecen en los tres ensayos, y que tiene un valor máximo de $-1,22 \cdot 10^4$ kPa en el instante de tiempo $2,42 \cdot 10^{-1}$ ms para el ensayo 4.1, siendo ligeramente inferior este valor de compresión para los otros dos ensayos. Como se explica en el apartado anterior, estos valores

negativos de presión pueden aparecer por la creación de vacío en algún punto del tanque, por lo que el fluido intenta estabilizarse.

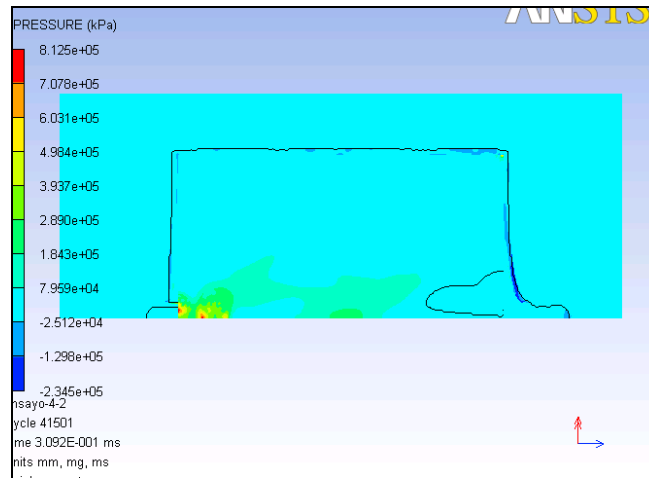


Imagen 30: Captura al finalizar el ensayo 4.2.

En la imagen anterior se puede ver como comienza el tanque a estabilizar su presión, en una captura próxima al final del ensayo 4.2.

SENSOR 5:

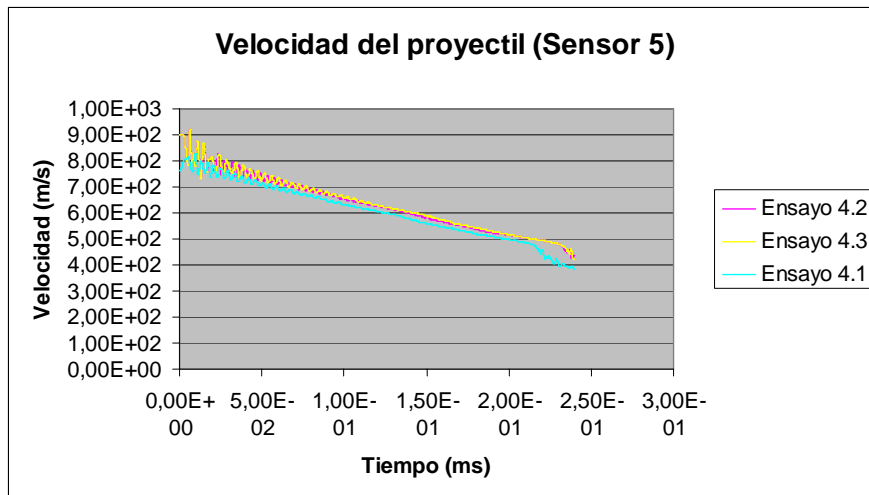


Gráfico 15: Gráfica velocidad-tiempo en sensor 5.

El sensor 5 es un sensor móvil que recoge, como se explica en apartado 2 de este mismo proyecto, la variación de velocidad del proyectil a lo largo del impacto. Como es lógico, los resultados para los tres ensayos muestran un descenso constante de la velocidad del proyectil que se debe principalmente a la fuerza de rozamiento que aparece entre el proyectil, en este caso la esfera, y el fluido del tanque.

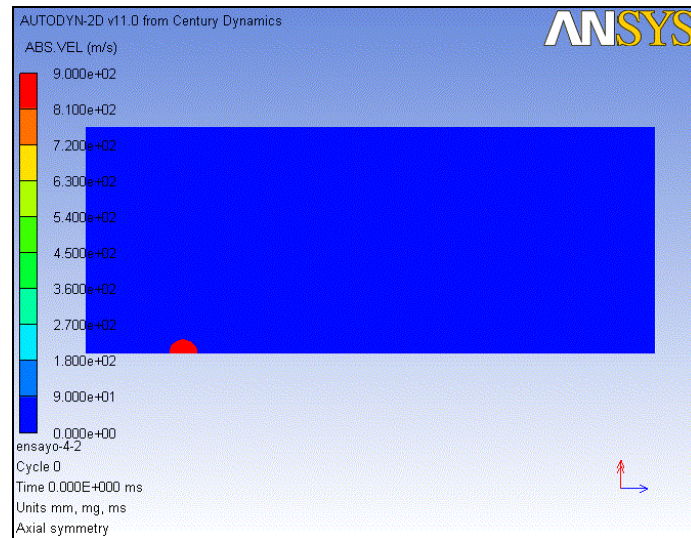


Imagen 31: Captura de velocidad inicial para ensayo 4.2.

Al iniciar cada ensayo, se observa una variación cíclica de la velocidad del proyectil que con el paso del tiempo es cada vez menor, hasta convertirse en una línea plana. Esto se debe a que al inicio del ensayo, el proyectil parte con una velocidad muy elevada, y en muy poco periodo de tiempo impacta contra el tanque, por lo que se crea esa variación cíclica, hasta que la pared del tanque comienza a fragmentarse, momento en el que la velocidad comienza a estabilizarse. La misma acción ocurre cuando el tanque impacta con el interior de la segunda pared, de nuevo se observa en los gráficos una variación cíclica de la velocidad, pero en este caso es casi imperceptible debido a que la velocidad es mucho menor que en el caso inicial.

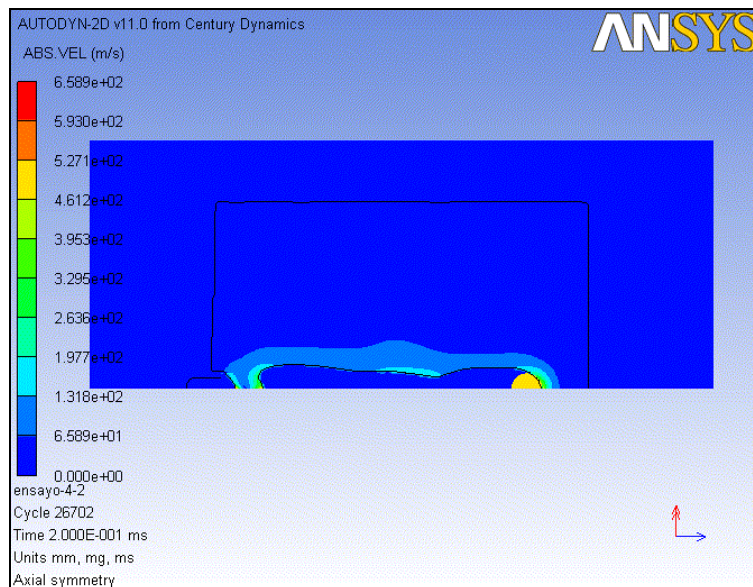


Imagen 32: Velocidad del proyectil del ensayo 4.2 transcurridos 0,2 ms.

Los resultados para los ensayos 4.2 y 4.3 muestran dos gráficas prácticamente iguales, con una velocidad final para ambas de 406 m/s, mientras que para el ensayo 4.1 este valor final es de 368 m/s.

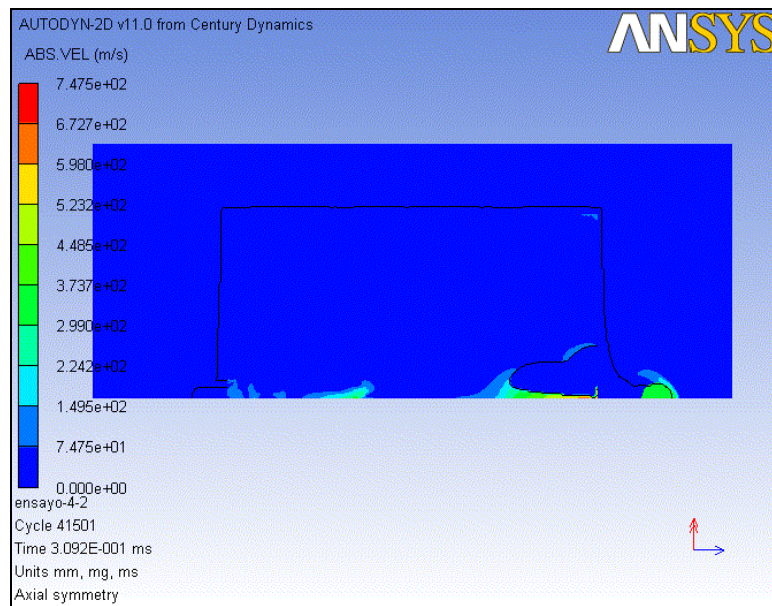


Imagen 33: Captura de velocidad final para el ensayo 4.2.

SENSOR 6:

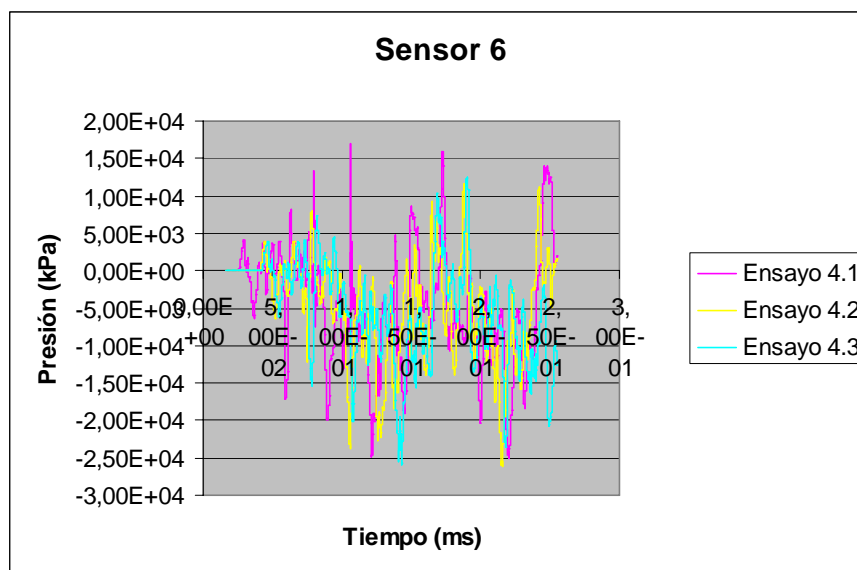


Gráfico 16: Relación presión-tiempo en sensor 6.

Como se comenta en el apartado 2 de este proyecto, el sensor número seis se coloca en la pared superior del tanque con el fin de poder recoger los datos de presión que soporta dicha pared. Según los datos obtenidos, la variación de presión en esta parte del tanque es constante, y es difícil poder localizar un pico de presión, sobre todo en los ensayo 4.2 y 4.3, aunque sí se puede observar una forma sinoidal de la presión con el paso del tiempo.

Esta variación de presión se debe a que en esta pared rebotan todas las ondas de choque emitidas por el proyectil al atravesar el depósito, además de estar sometida (la

pared) a un constante empuje por las variaciones de volumen en el fluido (al variar la presión, cambia el volumen del fluido). Estos ciclos de tracción-compresión hacen que al finalizar el ensayo, la pared lateral del tanque (en los ensayos de este proyecto la pared superior) esté abombada.

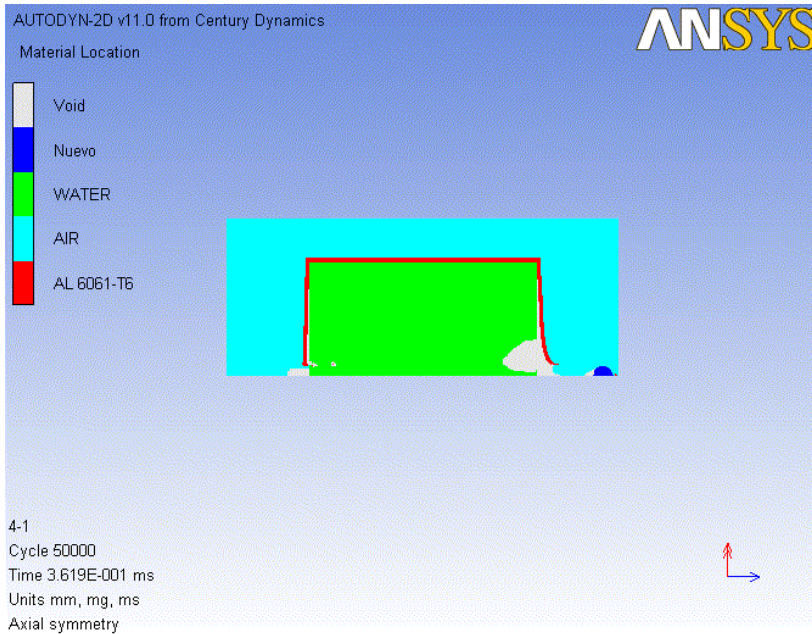


Imagen 34: Imagen del final del ensayo 4.1

4.2.2.- Ensayos realizados con un proyectil en forma de cilindro.

El segundo proyectil con el que se han realizado los ensayos tiene forma de cilindro, también habitual en los impactos reales ya que la mayoría de los cuerpos actúan como un cilindro a la hora de impactar. Para el diseño del proyectil se utiliza un cilindro con una longitud de 8,34 mm, y un radio de 6,25 mm.

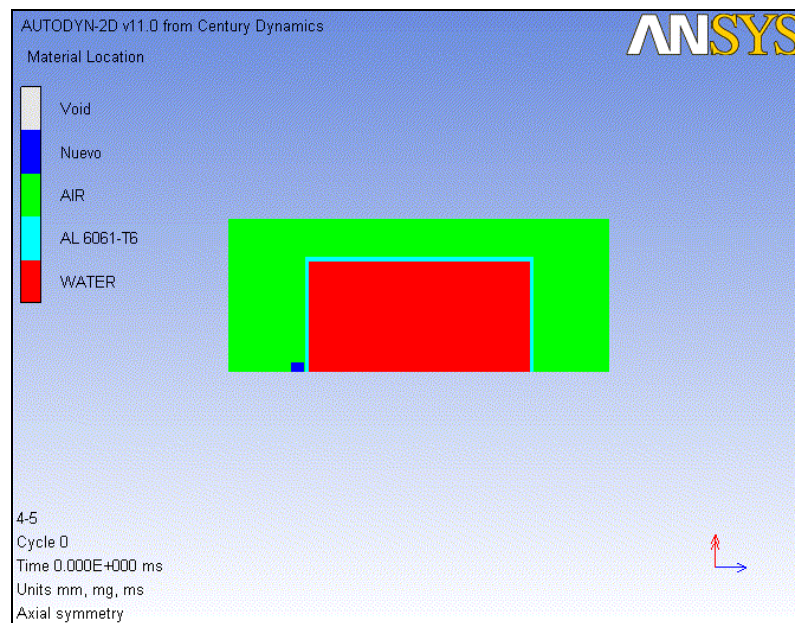


Imagen 35: Captura inicio ensayo 4.5.

En las siguientes páginas se muestran los resultados obtenidos para estos ensayos en cada sensor.

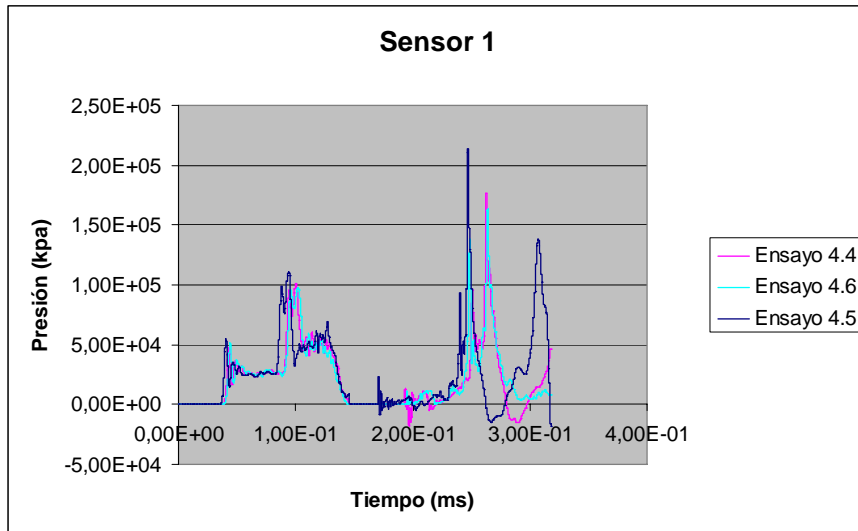
SENSOR 1:

Gráfico 17: Variación de presión en el sensor 1.

Los resultados que nos muestra este sensor son ligeramente similares en cuanto a forma que los que muestra el sensor 1 para un proyectil esférico. En los tres ensayos se observa que aparecen picos de presión en determinados instantes de tiempo. La presión más alta se alcanza en el ensayo 4.5, tiene un valor de $2,14 \cdot 10^5$ kPa en el instante de tiempo 0,247 ms. En los otros dos ensayos los valores para el pico máximo de presión son de $1,77 \cdot 10^5$ kPa en el instante de tiempo 0,263 ms, en el caso del ensayo 4.4, mientras que en el caso de ensayo 4.6, el valor máximo de presión sucede en el instante 0,264 ms y tiene un valor de $1,63 \cdot 10^5$ kPa.

Si se observan los resultados se puede obtener un segundo pico de presión en el ensayo 4.5 de valor $1,38 \cdot 10^5$ kPa en el instante 0,307 ms.

También se pueden observar presiones negativas, es decir, de compresión. De este modo, la presión de compresión máxima aparece en el ensayo 4.5, tiene un valor de $-1,81 \cdot 10^{-4}$ kPa en el instante de tiempo 0,318 ms. Esta presión aparece una vez que el proyectil ha atravesado todo el tanque, por lo que se deduce que las presiones negativas aparecen como consecuencia de un intento de estabilizar las presiones en el sistema. La atmósfera tiene presión atmosférica, mientras que el interior del tanque es mucho mayor. Al abrir un orificio las presiones intentan estabilizarse por lo que el tanque pierde presión en beneficio de la atmósfera próxima al orificio.

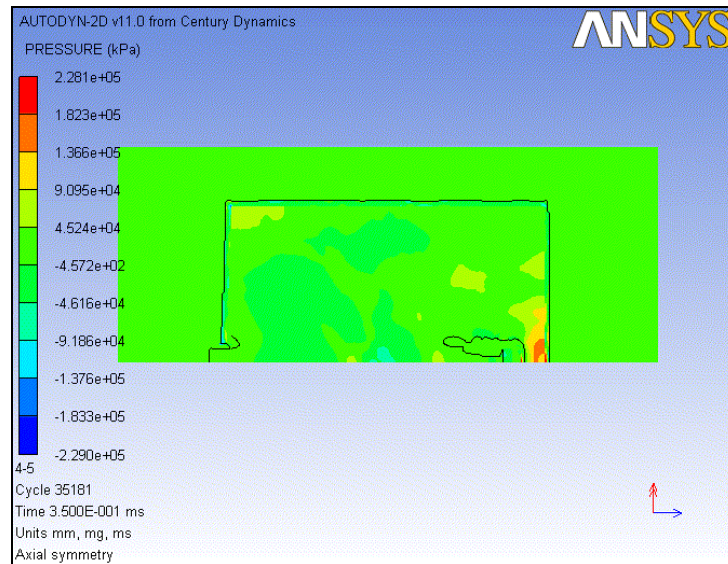


Imagen 36: Captura de la presión en el ensayo 4.5 en $t = 0,360$ ms.

En este sensor se detectan presiones más altas que las obtenidas en el ensayo para proyectil con forma de esfera. Este resultado se debe a que el proyectil con forma de cilindro es menos aerodinámico, por lo que genera mayores ondas de choque, y por lo tanto las presiones en los sensores son mayores.

En la siguiente imagen se puede ver que la estela que genera este tipo de proyectil al pasar por el interior del tanque es mayor que la generada por los ensayos que utilizan una esfera como proyectil.

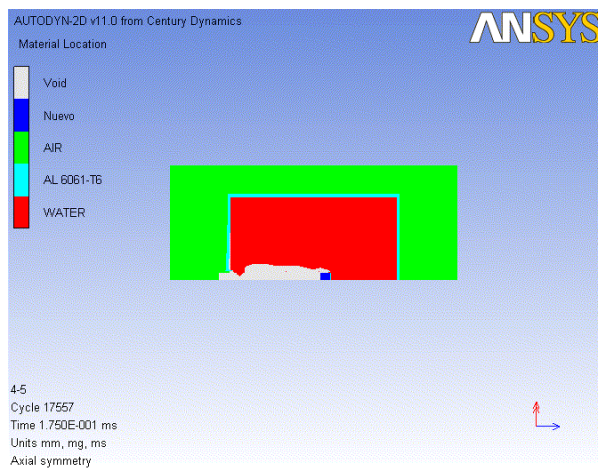


Imagen 37: Ensayo 4.5 en instante 0,175 ms.

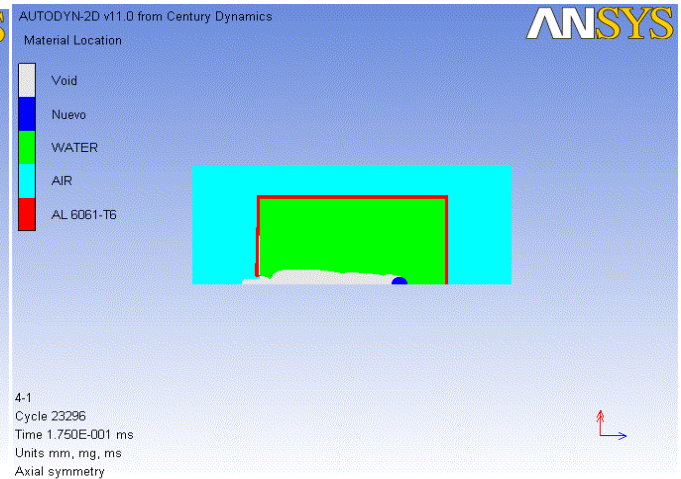


Imagen 38: Ensayo 4.1 en instante 0,175 ms.

También en estas imágenes se puede observar el detalle de que el proyectil con forma de esfera es más aerodinámico que el proyectil con forma de cilindro. Si se observan las formas de las estelas que generan ambos ensayos, en el ensayo del cilindro se tiene una estela más grande y con una forma más abrupta que en el ensayo de la esfera, cuya estela tiene una forma más suave debido a una mejor aerodinámica.

SENSOR 2:

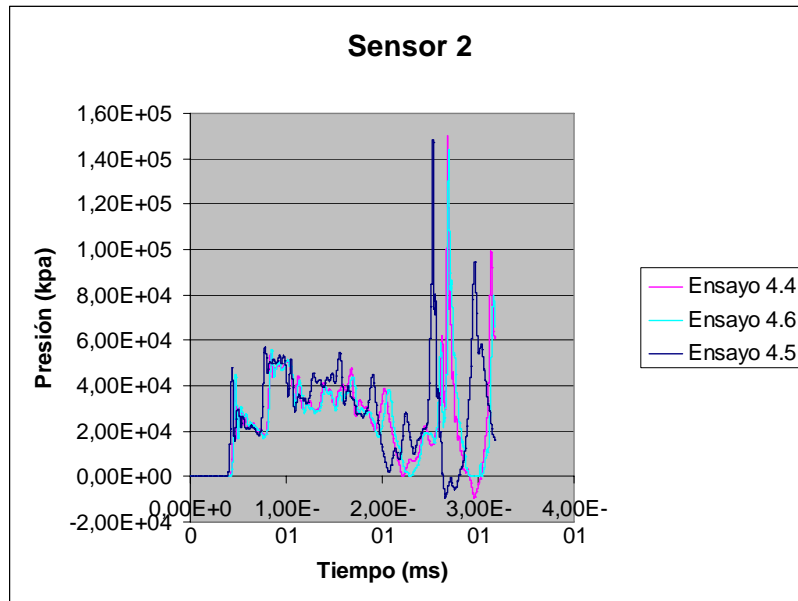


Gráfico 18: Presión obtenida en el sensor 2.

En esta galga de nuevo se observan unas presiones muy variables de las que se pueden destacar dos picos de presión positiva para cada uno de los ensayos, y un pico de presión negativa.

En este sensor los resultados de presión más altos aparecen en el ensayo 4.4 a diferencia del anterior que aparecían en el ensayo 4.5. De este modo, el valor máximo de presión aparece en el instante 0,268 ms, y tiene un valor de $1,48 \cdot 10^5$ kPa. También en este ensayo aparece la presión máxima de compresión, que tiene un valor de $-6,84 \cdot 10^3$ kPa en el instante de tiempo 0,298. Si se sigue la evolución del ensayo se observa un nuevo pico de presión, de valor $9,79 \cdot 10^4$ kPa en el instante de tiempo 0,314 ms.

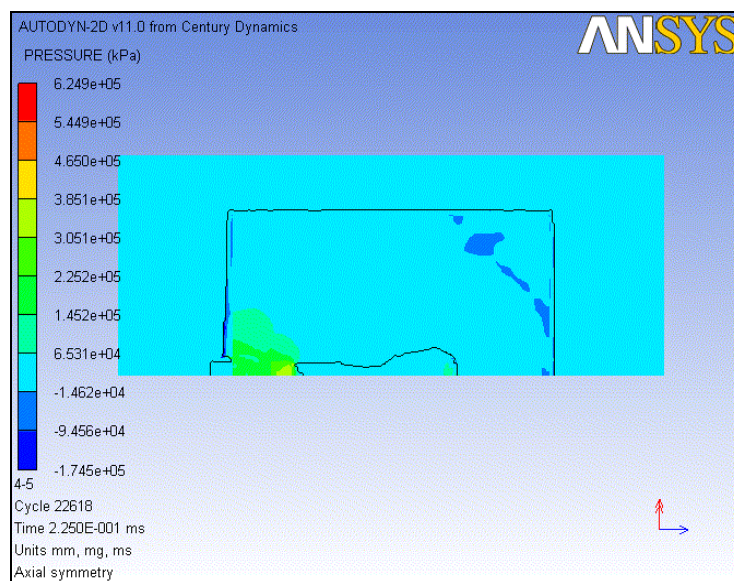


Imagen 39: Captura de la presión en el ensayo 4.5 en $t = 0,225$ ms.

En los otros dos ensayos, aunque los resultados de presión no son tan altos como en el ensayo 4.4, también aparecen los picos de presión que se observaban en el ensayo analizado anteriormente.

Así, los valores máximos para el ensayo 4.5 tienen unos valores de $1,45 \cdot 10^5$ kPa y $9,30 \cdot 10^4$ kPa en los instantes de tiempo 0,253 ms y 0,257 ms, mientras que el valor negativo máximo es de $-5,03 \cdot 10^{-3}$ kPa en el instante de tiempo 0,268 ms.

Los valores de presión obtenidos en el ensayo 4.6 son menores que para los otros dos ensayos anteriores y toman unos valores máximos de $1,42 \cdot 10^5$ en el instante 0,270 ms. En este ensayo no aparecen presiones negativas. Puede ser debido a que el tiempo de simulación sea corto y para este tipo de proyectil con este tipo de agua las presiones con valores negativos aparezcan unos milisegundos más tarde.

SENSOR 3:

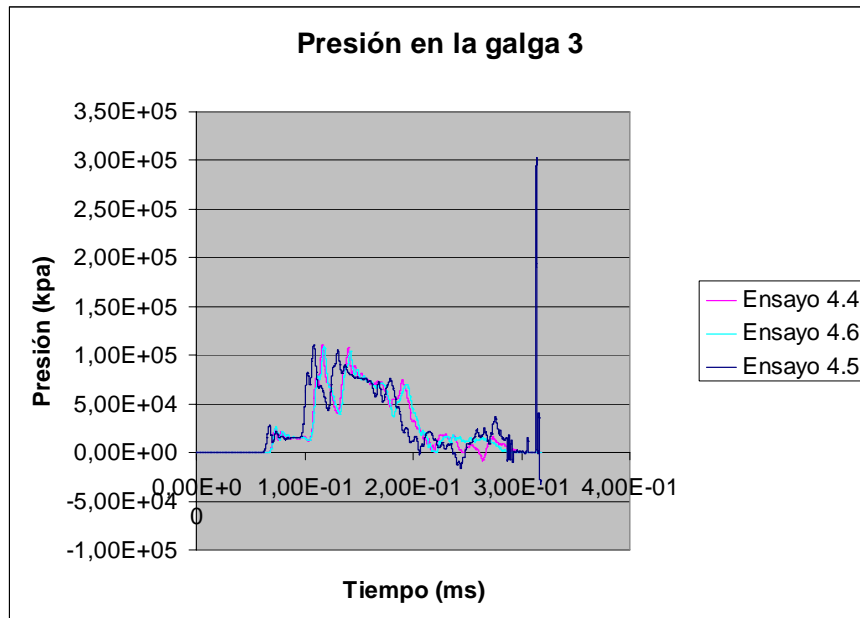
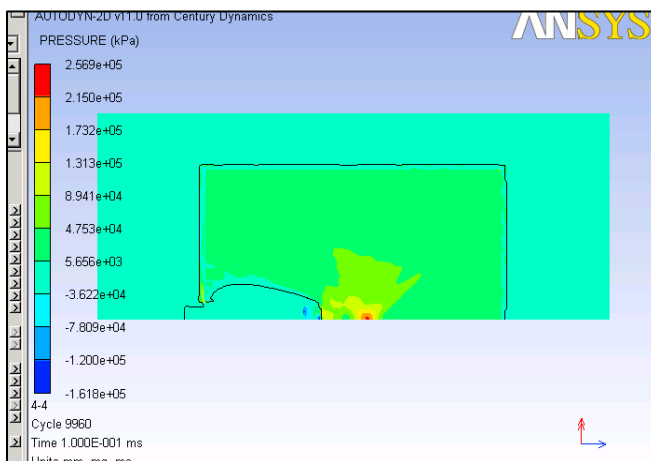


Grafico 19: Presión obtenida en el sensor 3.

En este gráfico se pueden observar dos momentos claves en el ensayo: el primero de ellos es el que sucede en torno a 0,1 ms, que es el momento aproximado en el que el proyectil comienza a perforar el tanque, y el otro momento es el instante aproximado 0,34 ms en el que aparece en el ensayo 4.5 un pico de presión del orden de tres veces más al máximo registrado hasta este momento.



proyectil comienza a perforar el tanque, y el otro momento es el instante aproximado 0,34 ms en el que aparece en el ensayo 4.5 un pico de presión del orden de tres veces más al máximo registrado hasta este momento.

Imagen 40: Captura del ensayo 4.4 en $t = 0,1$ ms.

De este modo el valor máximo de presión aparece en el ensayo 4.5, y tiene un valor de presión de $3,02 \cdot 10^5$ kPa en el instante de tiempo 0,314 ms.

Cabe destacar que el primer pico de presión tiene el mismo valor para los tres ensayos, correlación que no se ha observado en ninguno de los anteriores. La presión es $1,06 \cdot 10^5$ kPa y aparece en los instantes 0,119 ms, 0,109 ms, y 0,120 ms en los ensayos 4.4, 4.5 y 4.6 respectivamente. Los valores negativos de presión que aparecen son insignificantes en comparación con los observados en los ensayos anteriores.

En este ensayo, a pesar de obtener una presión oscilante, los valores de presión varían menos que en los ensayos anteriores.

SENSOR 4:

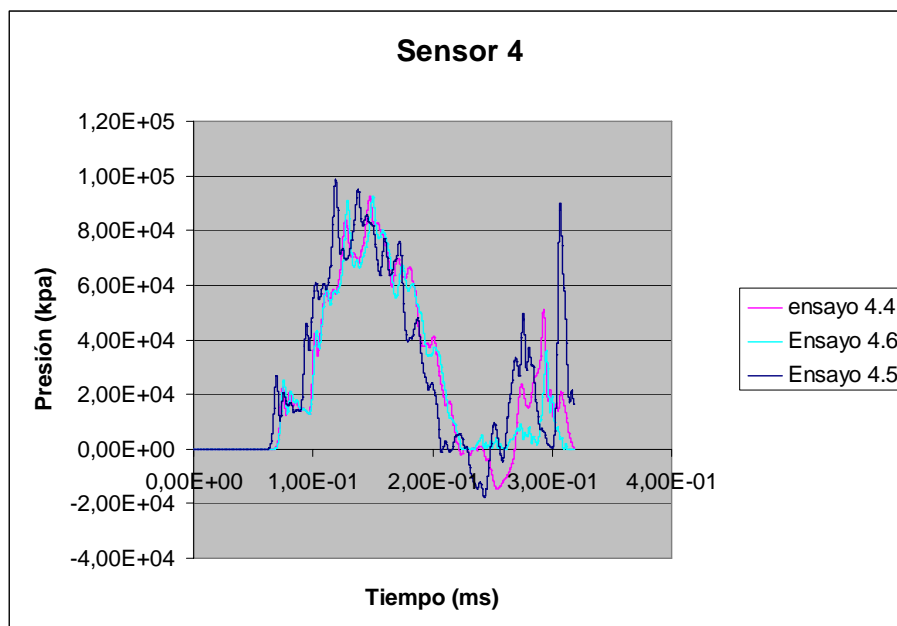


Gráfico 20: Presión obtenida en la galga 4.

Lo primero que se observa en este ensayo es que tiene la misma forma que los resultados de presión obtenidos en el sensor 4 cuando se utiliza un proyectil con forma de esfera. La diferencia entre ambos ensayos, que se explica más adelante en este proyecto, es el tiempo de ejecución del ensayo, por lo que se demuestra que el proyectil con forma de esfera es más aerodinámico y emplea menos tiempo en atravesar el proyectil. Por este motivo en el ensayo con proyectil en forma de esfera no aparece el segundo pico de presión que se observa en los ensayos realizados con cilindro como proyectil.

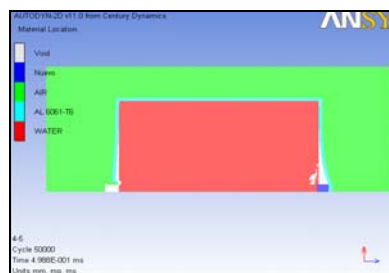


Imagen 41: Captura final ensayo 4.5

El segundo aspecto a destacar en estos resultados es que de nuevo la presión en el ensayo 4.6 no alcanza presiones negativas tal y como sucede en los otros dos ensayos. Por otra parte los valores máximos de presión observados corresponden de nuevo al ensayo 4.5. Los tres picos de presión positiva destacables tienen valores de $9,65 \cdot 10^4$ kPa (0,120 ms), $4,83 \cdot 10^4$ kPa (0,276 ms), y $8,87 \cdot 10^4$ kPa (0,307 ms), mientras que la presión máxima negativa tiene un valor de $-1,59 \cdot 10^4$ kPa (0,245 ms).

Los otros dos ensayos, 4.4 y 4.6 tienen una forma aproximada a la el ensayo 4.5 pero con valores de presión menores: de este modo, el ensayo 4.4 tiene un valor máximo de presión de $9,08 \cdot 10^4$ kPa (0,148 ms), y de presión negativa de $-1,28 \cdot 10^4$ kPa (0,258 ms), mientras que el ensayo 4.6 presenta unos resultados de presión máxima positiva de $9,08 \cdot 10^4$ kPa (0,151 ms).

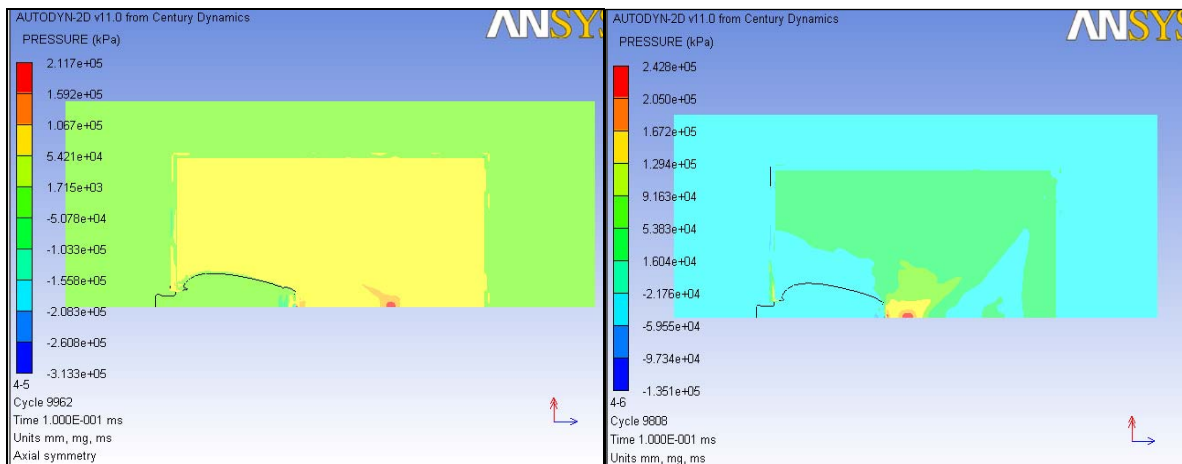


Imagen 42: Presión en $t = 0,1$ ms para los ensayos 4.5 y 4.6

SENSOR 5:

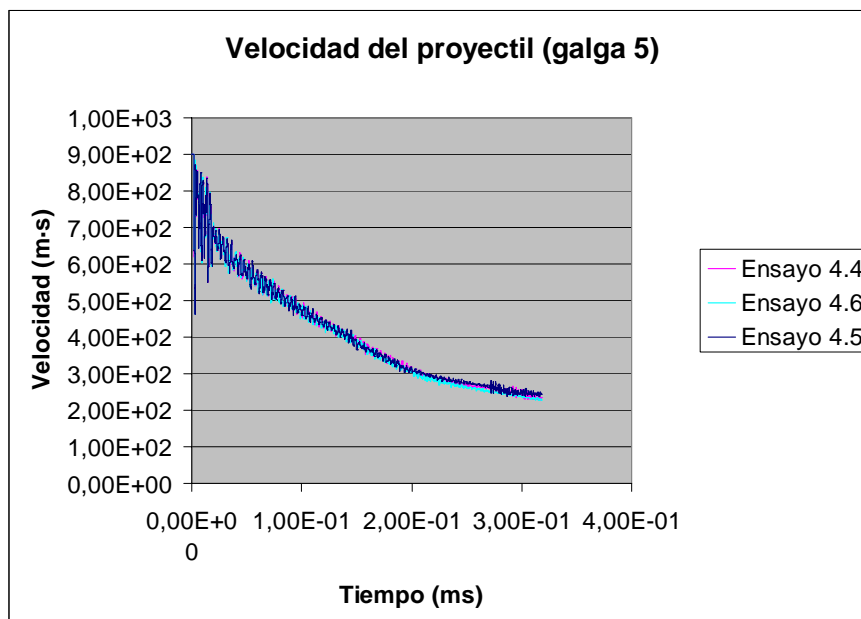


Gráfico 21: Variación de velocidad obtenida en sensor 5.

Como se ha explicado anteriormente esta galga recoge la variación de velocidad en los ensayos. De este modo se observa una similitud en los tres ensayos no observada en ninguno de los ensayos anteriores.

En los tres ensayos se considera una velocidad inicial para el proyectil de 900 m/s, y nada más comenzar los ensayos se observa una gran variación de la velocidad. Esta variación se debe a que el proyectil entra en contacto con la pared del depósito. Una vez que la perfora, el proyectil disminuye su velocidad de forma progresiva y esta toma un valor prácticamente constante, hasta el instante de tiempo aproximado de 0,280 ms en el que la velocidad comienza a variar sensiblemente. Esta segunda variación se debe al contacto del proyectil con la segunda pared del tanque. De este modo, las velocidades finales para los ensayos 4.4, 4.5 y 4.6 son 242 m/s, 243 m/s y 239 m/s. Estas velocidades son bastante menores que las observadas en los ensayos en los que se utiliza como proyectil una esfera, por lo que sirve para confirmar que el proyectil con forma de esfera es más aerodinámico que el proyectil con forma de cilindro.

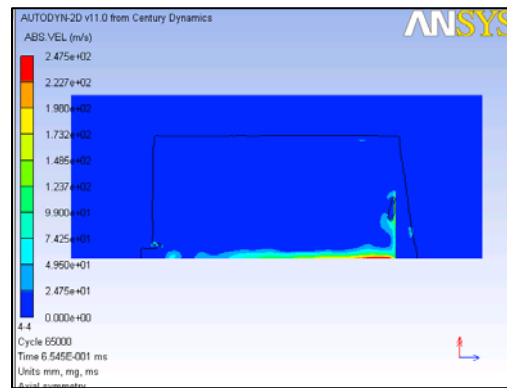


Imagen 42: Velocidad al final del ensayo 4.4

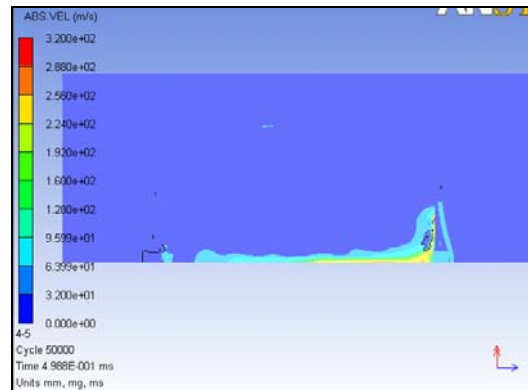


Imagen 43: Velocidad al final del ensayo 4.5

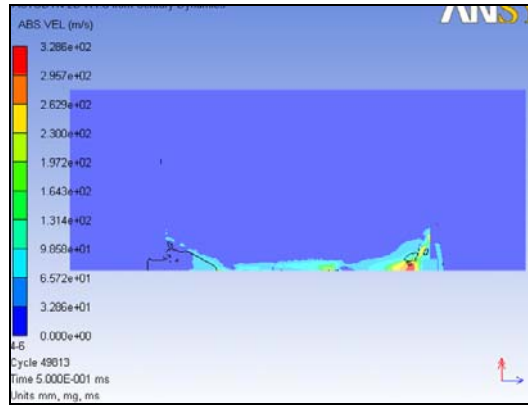


Imagen 44: Velocidad al final del ensayo 4.6

SENSOR 6:

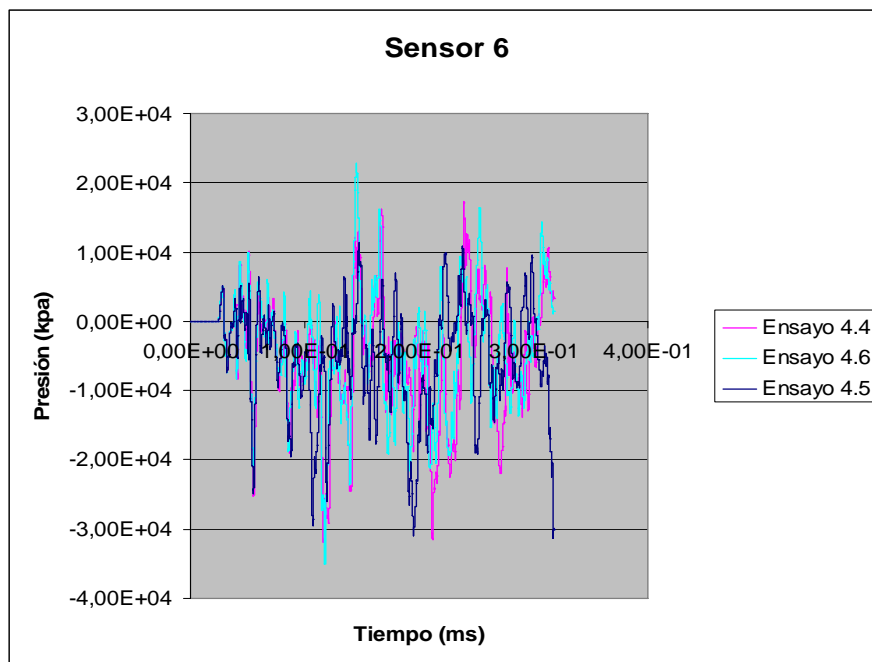


Gráfico 22: Presión en la pared superior del depósito.

La galga 6, por su situación en la pared superior del depósito (en realidad es la pared lateral) le afectan todas las ondas de choque que genera el proyectil a su paso a través del depósito. De este modo se observa que la presión en esta galga es nula hasta el momento en el que el proyectil entra en contacto con la pared del depósito. Debido a este contacto, el fluido comienza a moverse en el interior del tanque, por lo que comienzan las primeras variaciones de presión en la pared. Por este motivo, y la gran variación de presión registrada en esta pared, el tanque sufre las deformaciones mostradas en las imágenes de los ensayos.

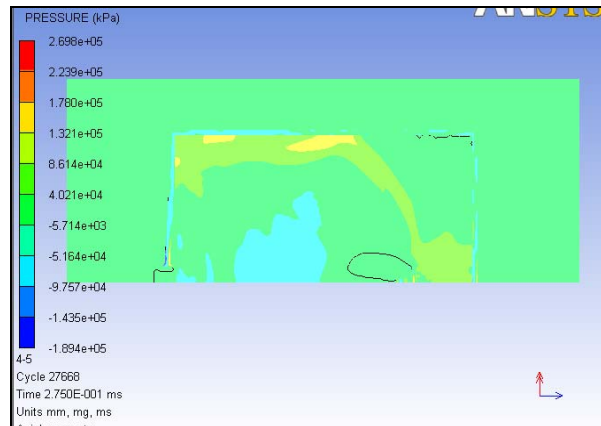


Imagen 45: Presión en $t = 0,275$ ms. Muestra las diferentes presiones que recibe la pared superior del tanque.

4.2.3.- Ensayos realizados con un proyectil en forma de bala.

SENSOR 1:

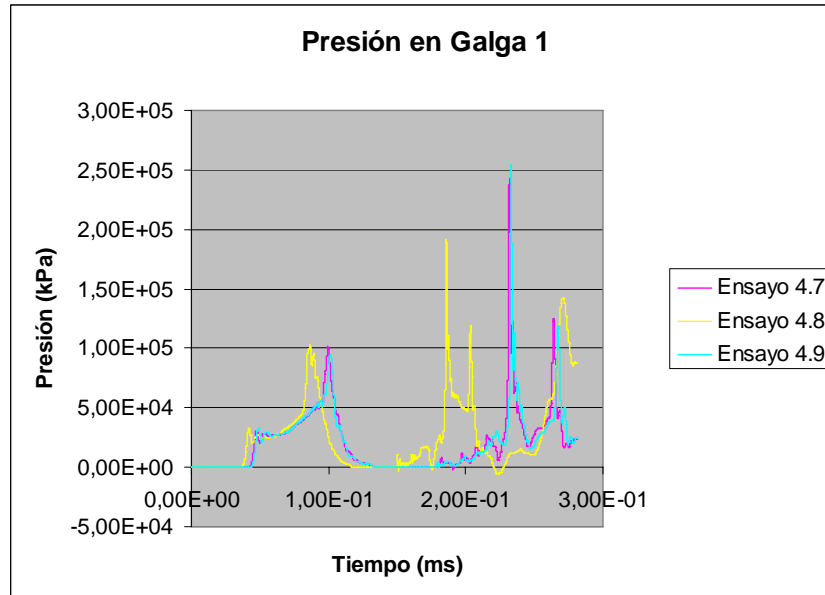


Gráfico 23: Presión registrada en sensor 1.

Si se observan las gráficas anteriores correspondientes a la misma galga se puede ver que la forma es similar, pero estos ensayos muestran un mayor número de picos de presión. Se puede sectorizar los cuatro picos que aparecen en estos ensayos mediante la siguiente explicación:

- Primer pico de presión: aparece en torno al instante 0,05 ms, antes en el ensayo 4.8 que en el 4.7 y 4.9, y corresponde al momento en el que el proyectil entra en contacto con la pared exterior del tanque, por lo que aparecen las primeras ondas de choque en el interior del depósito.

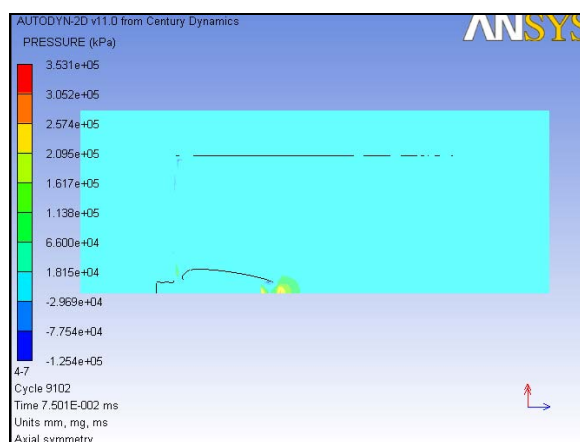


Imagen 46: Captura del ensayo 4.7 en $t=0,075$ ms

-Segundo pico de presión: este pico de presión aparece como consecuencia del comienzo de la penetración del proyectil en el depósito una vez perforada la primera pared. La presión que aparece en este pico es superior al anterior debido

principalmente a la cercanía del proyectil al sensor y a que no está ya la pared que disipaba parte de la energía cinética del proyectil.

- Tercer pico de presión: corresponde al momento en el que el proyectil pasa por debajo del sensor, generando un gran número de ondas de choque que debido a la proximidad con el sensor hace que aparezca una presión tan alta.

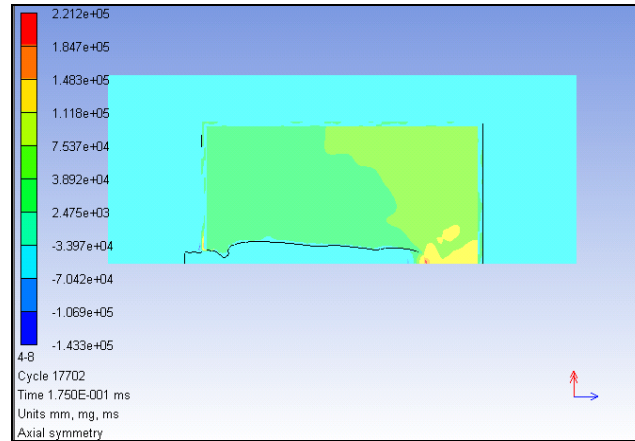


Imagen 47: Presión en $t=0,175$ ms en el ensayo 4.8

- Cuarto pico de presión: corresponde con el instante en el que el proyectil está muy próximo a la segunda pared del depósito y entra en contacto con ella, generando las ondas de choque que rebotan contra la pared y vuelvan hacia atrás, recibiendo todos los sensores.

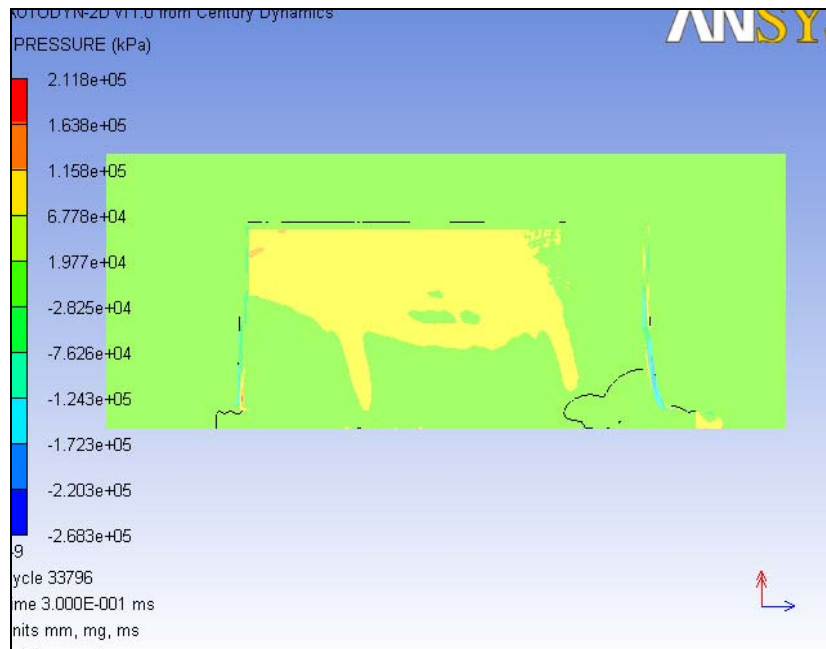


Imagen 48: Ensayo 4.9 en $t=0,3$ ms.

De este modo la máxima presión aparece en el ensayo 4.9, y tiene un valor de $2,52 \cdot 10^5$ kPa en el instante de tiempo 0,233 ms. También se debe destacar la presión negativa que aparece en el ensayo 4.8, en el instante 0,226 ms, con un valor de $-3,92 \cdot 10^3$ kPa.

SENSOR 2:

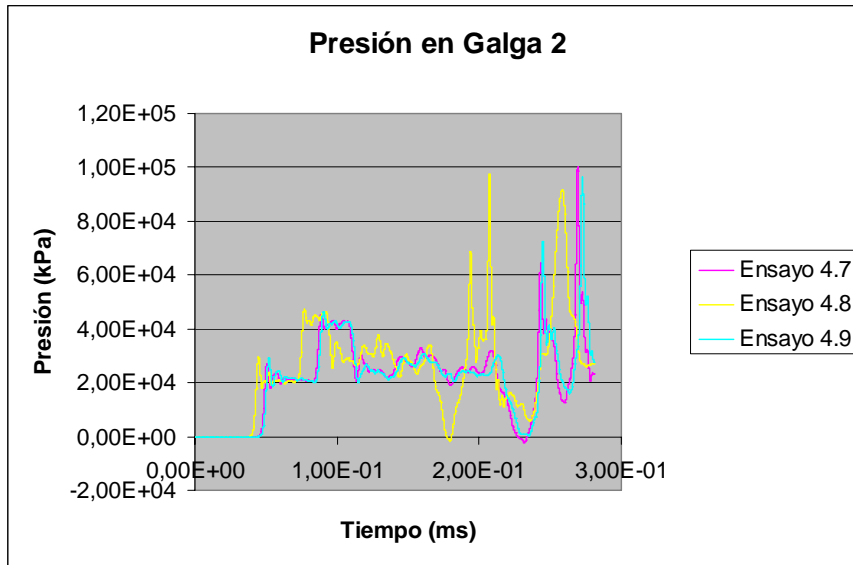


Gráfico 23: Presión en el sensor 2.

En estos resultados se puede observar que el ensayo 4.8 tiene un adelanto respecto a los otros dos (4.7 y 4.9). También se observan los cuatros picos de presión que se han observado en ensayos anteriores.

De este modo las presiones máximas se encuentran en el ensayo 4.7, con un valor de presión de $9,90 \cdot 10^4$ kPa en el instante de tiempo 0,269 ms para presiones positivas, y un valor de $-2,10 \cdot 10^3$ kPa en el instante de tiempo 0,232 ms (este valor coincide con el máximo registrado para el ensayo 4.8). En los resultados obtenidos para el ensayo 4.9 no aparecen valores negativos, siguiendo la línea que se ha observado en los resultados obtenidos para los ensayos anteriores con el mismo tipo de agua.

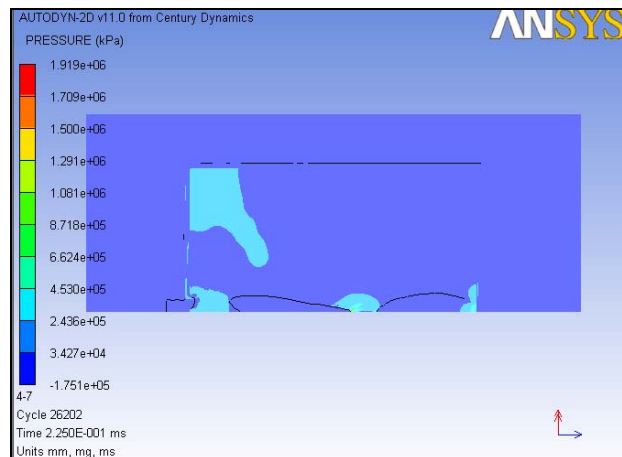


Imagen 49: Ensayo 4.7 en $t = 0,225$ ms.

SENSOR 3:

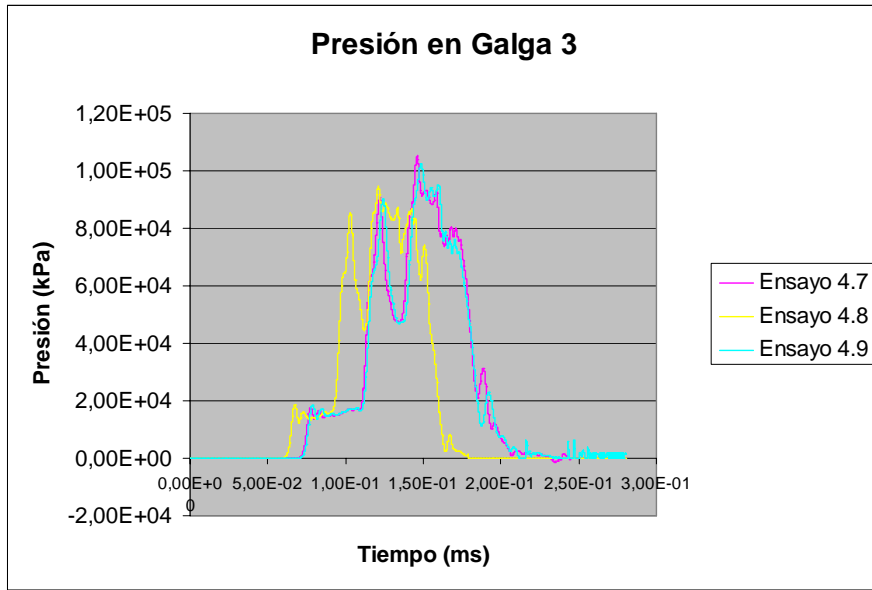


Gráfico 24: Presión registrada en el sensor 3

En el análisis de estos resultados se pueden destacar varios aspectos:

- El primero de ellos es que no aparecen presiones negativas en ninguno de los tres ensayos.
- El segundo es que sólo aparecen tres picos de presión en los ensayos, en lugar de los cuatro que aparecían en ensayos anteriores.
- El tercer es que las gráficas de los tres ensayos son similares a las obtenidas en esta galga para otros tipos de proyectil, observando un retardo en los ensayos 4.7 y 4.9 respecto a la gráfica obtenida para el ensayo 4.8.

De este modo, la máxima presión aparece de nuevo en el ensayo 4.7 y tiene un valor de $1,05 \cdot 10^5$ kPa en el instante de tiempo 0,146 ms.

SENSOR 4:

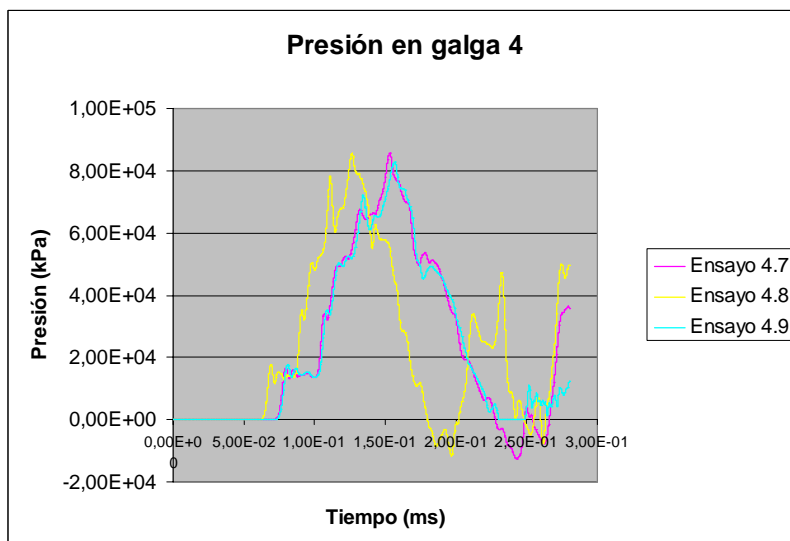


Gráfico 25: Presión registrada en sensor 4.

La forma de las gráficas obtenidas para estos tres ensayos son similares a las obtenidas anteriormente para la misma galga. También se observa, al igual que en los ensayos anteriores para diferentes galgas, un retardo de los ensayos 4.7 y 4.9.

En estos resultados, los valores obtenidos para el ensayo 4.7 y el ensayo 4.8 son idénticos, observando un valor máximo de presión para ambos casos de $8,57 \cdot 10^4$ kPa en los instantes de tiempo 0,126 ms y 0,153 ms, en los ensayos 4.8 y 4.7 respectivamente.

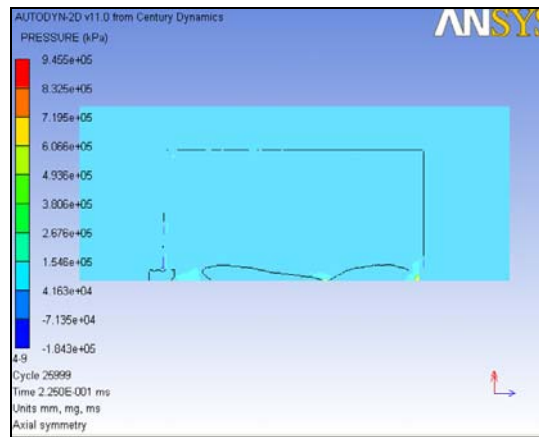


Imagen 50: Ensayo 4.9 en $t = 0,225$ ms

En esta galga sí aparecen presiones negativas y tienen un valor de $-1,25 \cdot 10^4$ kPa en el instante de tiempo 0,243 ms obtenidas en el ensayo 4.7. En el ensayo 4.8 también aparece presión negativa, aunque tiene un valor inferior a las registradas en el ensayo 4.7. En los resultados obtenidos para el ensayo 4.9, de nuevo no aparecen valores de presión negativa.

SENSOR 5:

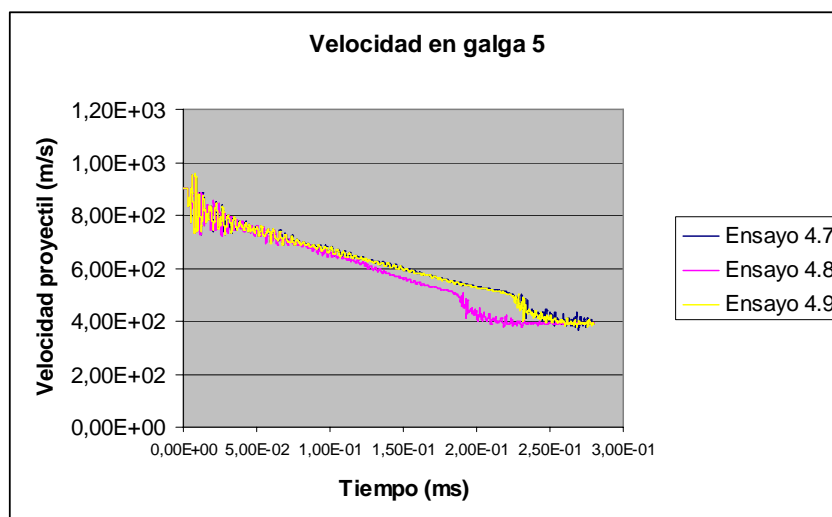


Gráfico 26: Variación de velocidad del proyectil.

En estos resultados se observa una gran variación en el inicio de los ensayos, estabilizándose la misma con el paso del tiempo. Los ensayos comienzan con una

velocidad en los tres casos de 900 m/s y los tres acaban con una velocidad en torno a 400 m/s, en concreto, en los tres ensayos la velocidad final registrada es de 390 m/s.

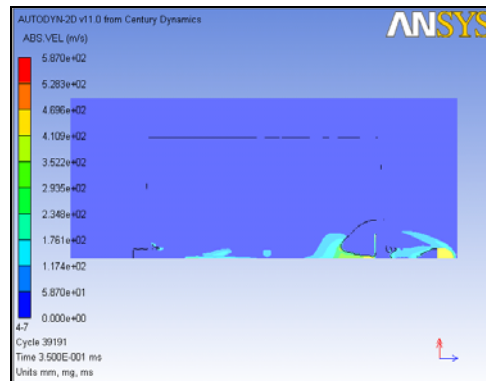


Imagen 51: Velocidad final del ensayo 4.7

En el resultados del ensayo 4.7 se observa un adelanto respecto a los otros dos, produciéndose en este una disminución de la velocidad más rápida que en los otros. A pesar de ello, las tras gráficas tienen una forma similar (coincidiendo en la mayor parte del ensayo las gráficas obtenidas para los ensayos 4.8 y 4.9).

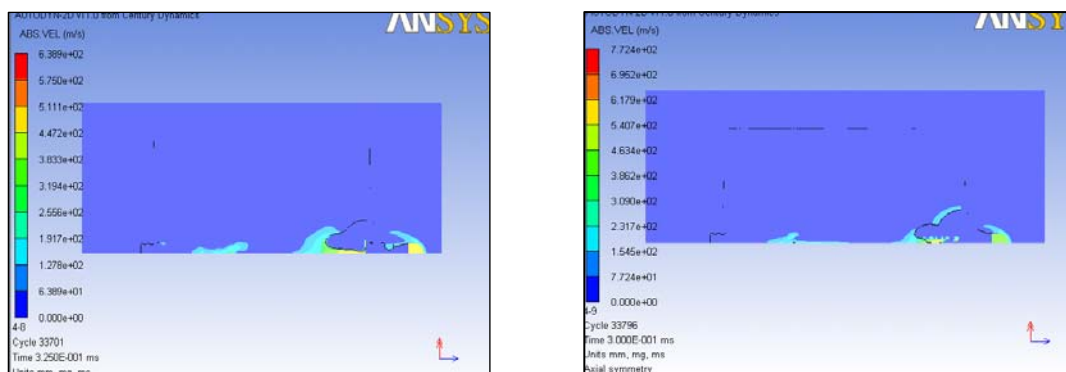


Imagen 52: Velocidad final en ensayos 4.8 y 4.9

SENSOR 6:

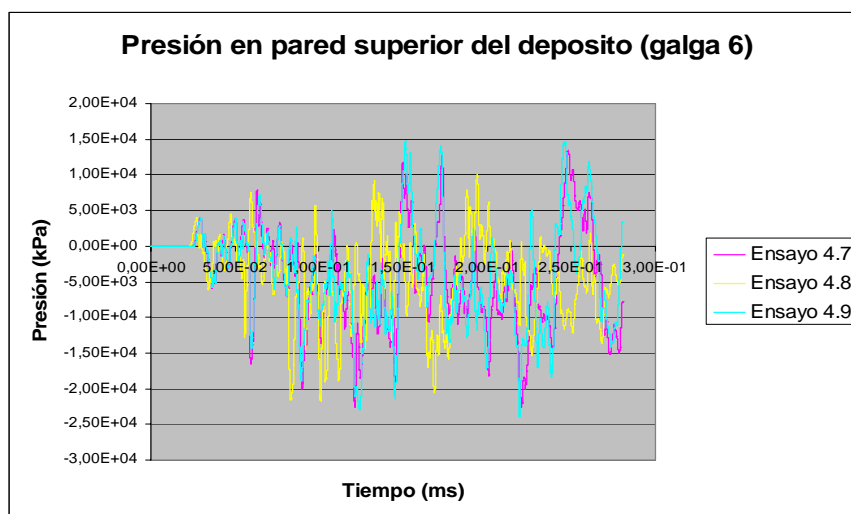


Gráfico 27: Presión en pared lateral del depósito.

Siguiendo la tónica de los resultados anteriores para esta misma galga, en estos ensayos aparecen unas gráficas de presión en la pared superior del tanque con unas presiones continuamente cambiantes. Esto se debe a la gran cantidad de ondas de choque que recibe esta pared a lo largo de la ejecución del ensayo, tal y como se explicó anteriormente. Los valores máximos de estos ensayos aparecen en el ensayo 4.7 y tienen unos valores de $1,47 \cdot 10^4$ kPa y $-2,39 \cdot 10^4$ kPa en los instante de tiempo de 0,151 ms y 0,219 ms, respectivamente.

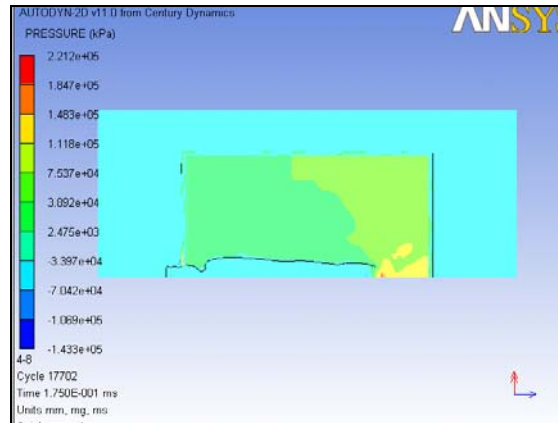


Imagen 53: Presión en $t=0,175$ ms en el ensayo 4.8

4.2.4.- Ensayos realizados con un proyectil en forma de aguja de 30° .

A diferencia de los ensayos anteriores, en este caso, al ser el proyectil menos aerodinámico en algunos ensayos se observa que el proyectil no atraviesa el depósito, es decir, queda alojado dentro del mismo. Esta característica hace que el ensayo se retarde mucho en el tiempo, por lo que el sistema se estabiliza y no sirve para el estudio. Es el caso del ensayo 4.10, correspondiente al tipo de agua denominado como 1, y que no se incluye en estos resultados por el motivo explicado.

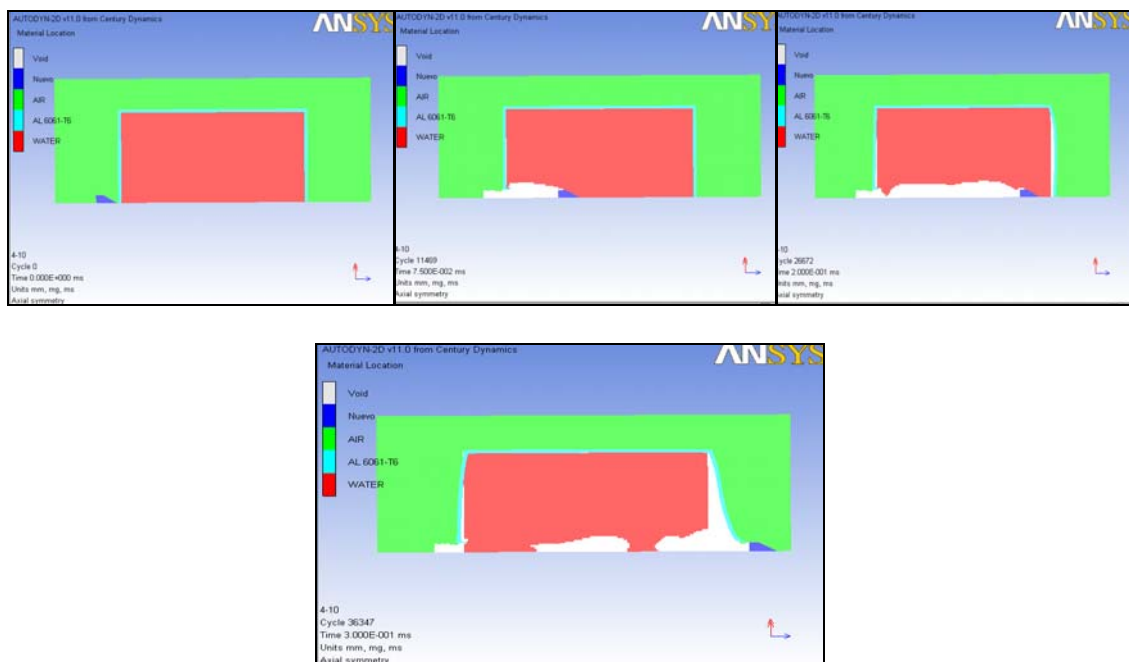


Imagen 54: Evolución del ensayo 4.10. El cuadro más grande corresponde al estado final, que es el que mayor deformación muestra de todos los ensayos.

GALGA 1:

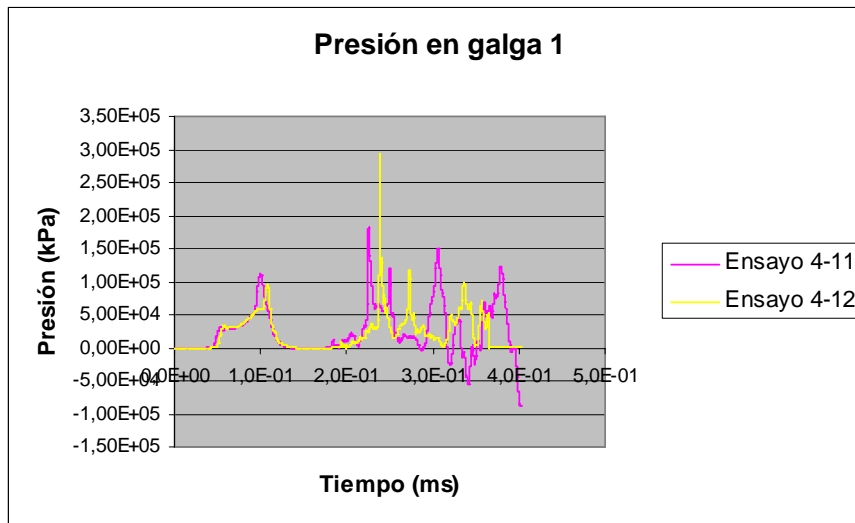


Gráfico 28: Variación de presión en el sensor 1.

En la primera mitad del ensayo se observa una gran semejanza en las curvas obtenidas para cada uno de los ensayos. De este modo, hasta el instante de tiempo 0,239 ms se producen dos picos de presión para cada ensayo, siendo el primero mayor en el caso del ensayo 4.11, con un valor de $1,05 \cdot 10^5$ kPa ($t = 0,102$ ms), y el segundo pico mayor par el caso del ensayo 4.12, con un valor de $2,87 \cdot 10^5$ kPa ($t = 0,239$ ms).

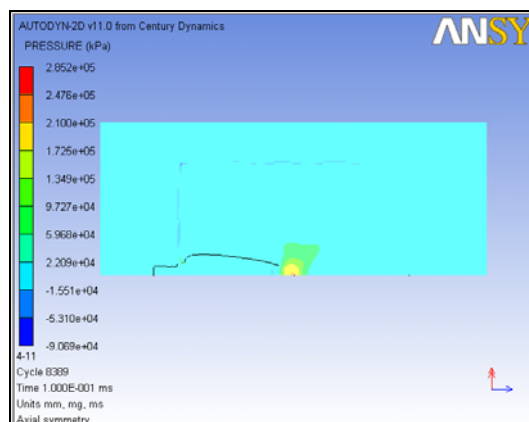


Imagen 55: Presión en $t = 0,1$ ms para el ensayo 4.11

A partir del instante 0,239 ms, los resultados para ambos ensayos comienzan a diferir, hasta el punto de aparecer presiones negativas para el ensayo 4.11. En los resultados del ensayo 4.12, siguiendo el mismo patrón que los ensayos anteriores realizados con el mismo modelo de agua, no aparecen presiones negativas. De este modo la máxima presión negativa que se observa tiene un valor de $-8,77 \cdot 10^4$ kPa, en el instante de tiempo 0,402 ms. Esta presión aparece al final del ensayo, lo que hace pensar que el sistema se está estabilizando intentado neutralizar la diferencia de presión que aparece al perforar el tanque.

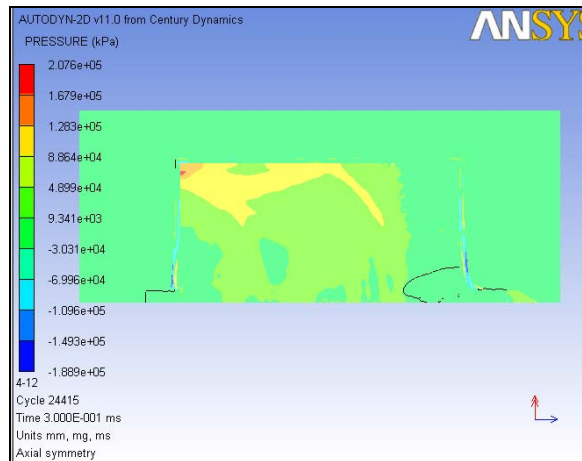


Imagen 56: Captura de la presión en $t = 0,3$ ms en el ensayo 4.12

GALGA 2:

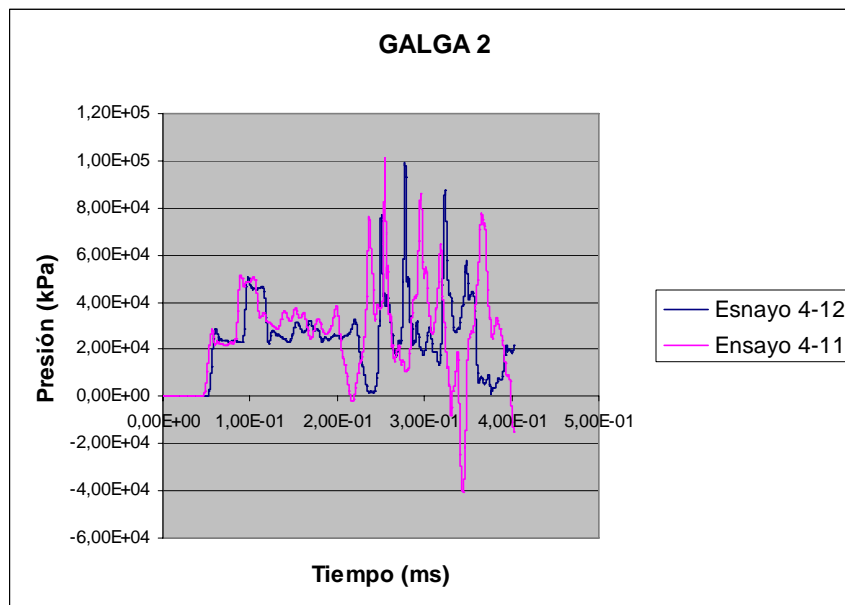


Gráfico 29: Variación de presión en el sensor 2.

Los resultados de los ensayos 4.11 y 4.12 obtenidos en esta galga muestran que la presión medida en ambos casos es prácticamente idéntica en más de la mitad de la duración de los ensayos. De este modo se deben destacar tres aspectos:

- No aparecen presiones negativas en el ensayo 4.12.
- Con el paso del tiempo las presiones registradas en la galga 2 en el ensayo 4.12 sufren un retardo respecto a las registradas en el ensayo 4.11.
- La tendencia de la presión en el caso del ensayo 4.11 al final del ensayo es otra vez negativa, por lo que con este dato se demuestra lo expuesto para el apartado de la Galga 1.

De nuevo las presiones máximas aparecen en el ensayo 4.11, y tienen un valor de $1,01 \cdot 10^5$ kPa en $t = 0,255$ ms, en el caso de presión positiva, y $-4,04 \cdot 10^4$ kPa en $t = 0,344$ ms, para el caso de presión negativa.

GALGA 3:

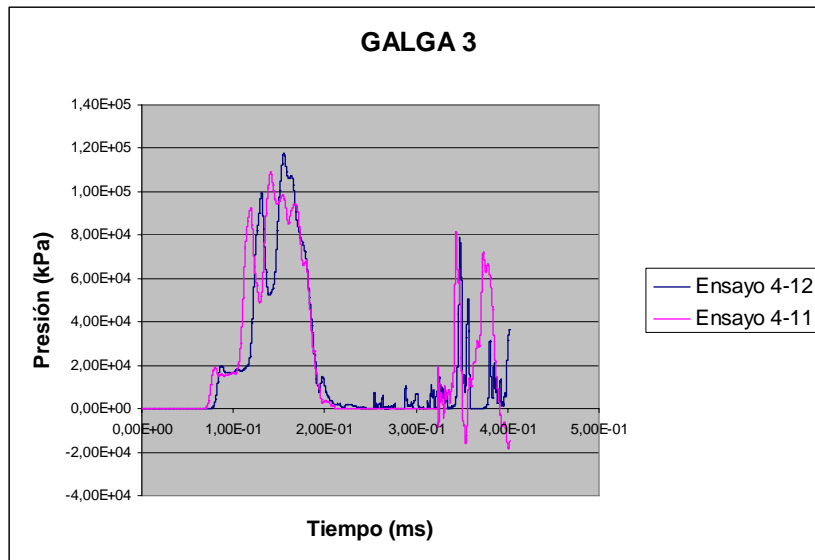


Gráfico 30: Presiones registradas en el sensor 3.

Siguiendo la tendencia de los resultados anteriores, ambos gráficos son muy similares, aunque de nuevo aparece el retardo observado anteriormente en los resultados del ensayo 4.12, así como que en este ensayo no aparecen presiones negativas.

A diferencia de los ensayos anteriores en los que la presión máxima aparecía en los resultados del ensayo 4.11, en este caso sucede lo contrario, y la presión máxima positiva aparece en el ensayo 4.12, con un valor de $1,18 \cdot 10^5$ kPa en $t = 0,156$ ms. También a diferencia de los resultados observados para las otras dos galgas, la máxima presión aparece antes en la ejecución del ensayo que los anteriores, algo puede ser debido a la posición del sensor, que se encuentra más próximo a la pared de salida del proyectil, y por lo tanto recibe un mayor número de ondas de presión.

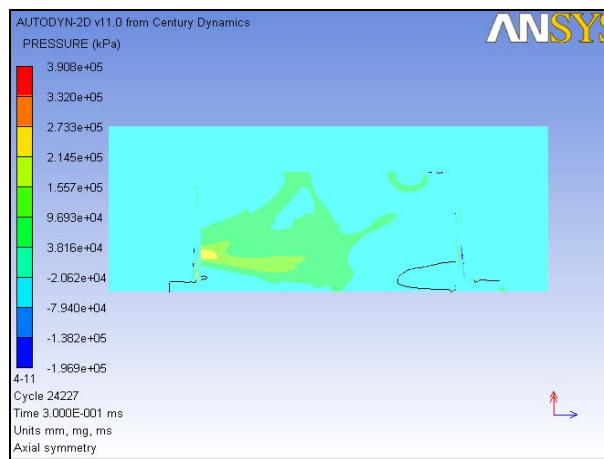


Imagen 57: Presión en el ensayo 4.11 en $t=0,3$ ms

Para el caso de la presión negativa que aparece en los resultados del sensor 3 para el ensayo 4.11, tiene un valor de $-1,82 \cdot 10^4$ kPa en el instante de tiempo 0,402 ms. Como se puede observar, esta presión aparece de nuevo en la parte final del ensayo, por lo que se corrobora la hipótesis de que el sistema se está estabilizando a partir de que comienzan las primeras presiones negativas.

GALGA 4:

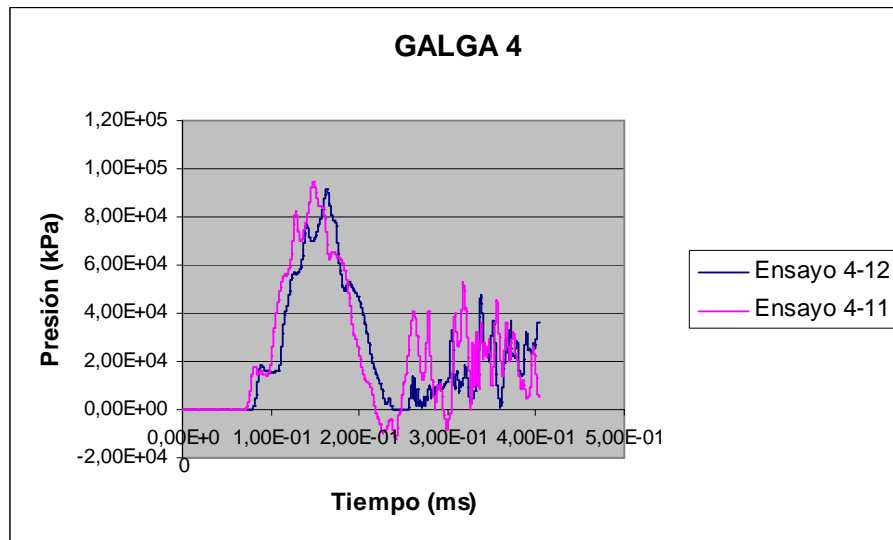


Gráfico 31: Variación de presión en el sensor 4.

En los resultados obtenidos para estos dos ensayos se observan valores de presión muy similares, pero de nuevo aparece cierto retardo en los resultados del ensayo 4.12 respecto a los resultados del ensayo 4.11. También se observa que en el ensayo 4.11 aparecen presiones negativas, mientras que en el ensayo 4.12, al igual que los anteriores para el mismo tipo de agua, no aparecen dichos valores de presión negativos.

De este modo, los valores máximos de presión (tanto positiva como negativa) aparecen en el ensayo 4.11. Para los valores positivos, la presión máxima tiene un valor de $9,49 \cdot 10^4$ kPa en el instante de tiempo 0,148 ms.; para los valores negativos, la presión máxima es $-1,27 \cdot 10^4$ kPa en el instante de tiempo 0,241 ms.

A partir del instante de tiempo 0,250 ms., es decir, la mitad del ensayo aproximadamente, se observa una gran variación de las presiones en ambos ensayos, siendo estas presiones mucho más altas en el ensayo 4.11 que en el ensayo 4.12. Esto puede ser debido a la gran cantidad de ondas de choque que recibe este sensor por la posición en la que se encuentra.

GALGA 5:

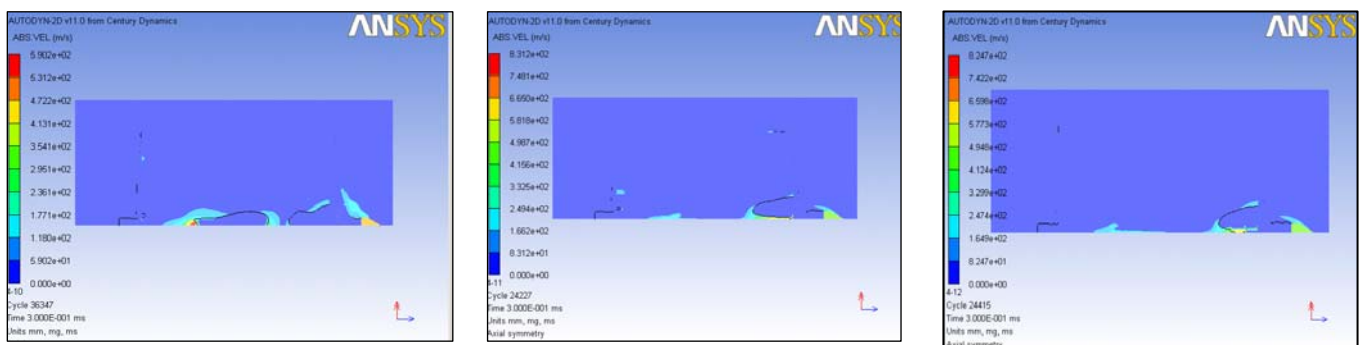


Imagen 59: Capturas de las velocidades finales en los ensayos 4.10, 4.11 y 4.12

En las tres imágenes anteriores se puede observar que la velocidad final para los tres ensayos es 414 m/s, 488 m/s y 485 m/s, respectivamente. Estas velocidades son ligeramente superiores a las registradas para el proyectil con forma de aguja pero de 45° de ángulo, ya que es menos aerodinámico que el de 30° de ángulo.

GALGA 6:

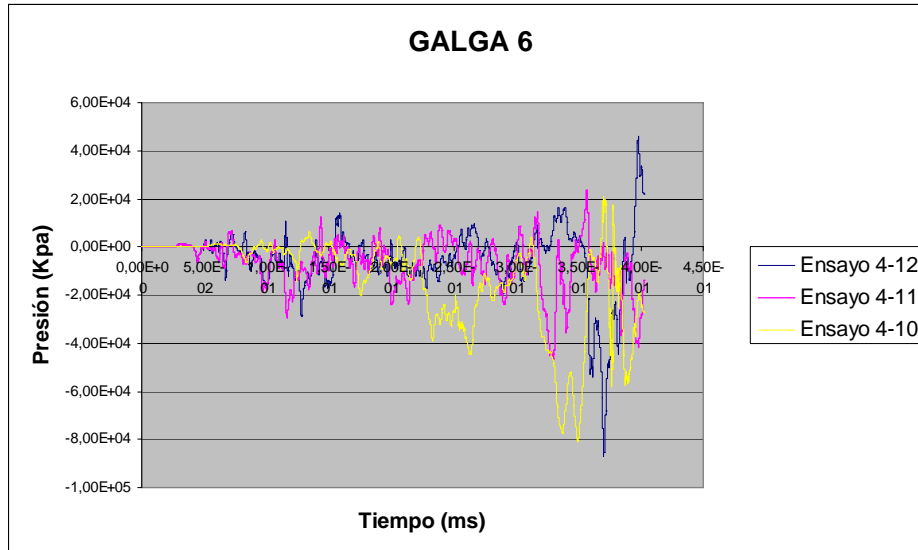


Gráfico 32: Presiones registradas en el sensor de la pared superior del depósito.

De nuevo se puede ver como el valor de la presión registrada en estos ensayos en la pared superior del depósito es muy fluctuante, siendo los picos de presión más grandes al final del ensayo que al principio. Esto se debe a la aparición de las ondas de choque que hacen aumentar la presión en el interior de depósito.

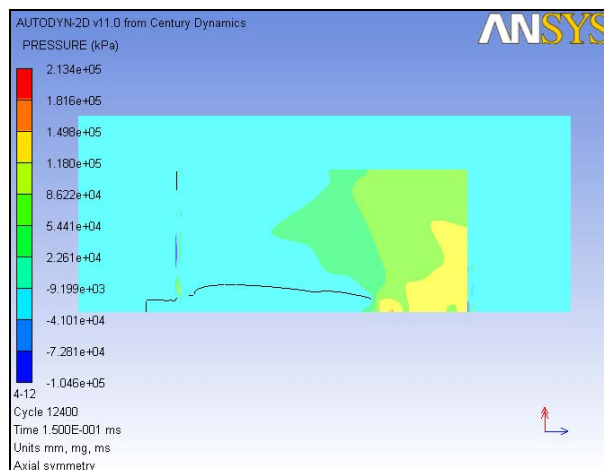


Imagen 61: Presión en el instante $t = 0,15$ ms para el ensayo 4.12

4.2.5.- Ensayo realizados con un proyectil en forma de aguja de 45°.

En estos ensayos sucede lo mismo que lo explicado en el apartado anterior. En este caso el ángulo de la cuña es mayor, por lo que el proyectil disminuye su velocidad de forma más rápida.

A continuación se muestra una evolución de este ensayo:

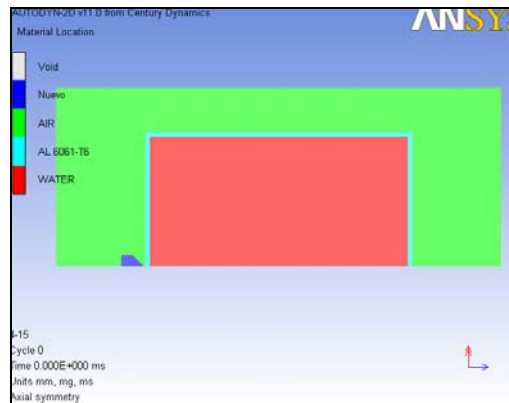


Imagen 62: Posición inicial del ensayo.

La anterior imagen muestra el ciclo inicial del ensayo con una aguja de 45°.

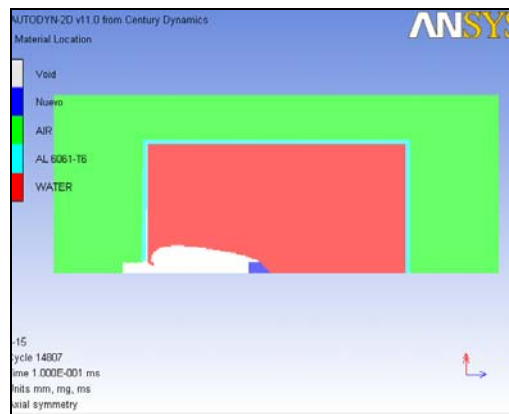


Imagen 63: Ensayo en $t = 0,1$ ms.

A pesar de haber transcurrido tan sólo 0,1 ms, el proyectil ya se encuentra en la mitad del tanque de combustible, y la estela que ha generado es bastante amplia en comparación con otros proyectiles.

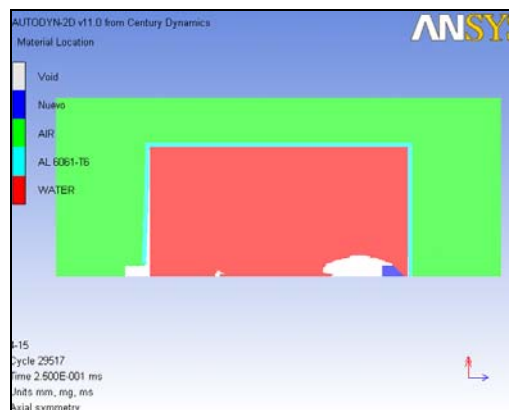


Imagen 64: Contacto del proyectil con la pared de salida.

Después de 0,25 ms el proyectil entra en contacto con la segunda pared del depósito y comienza a perforarla. Como se puede ver la estela es cada vez menor, lo que hace que las ondas de presión también sean menores.

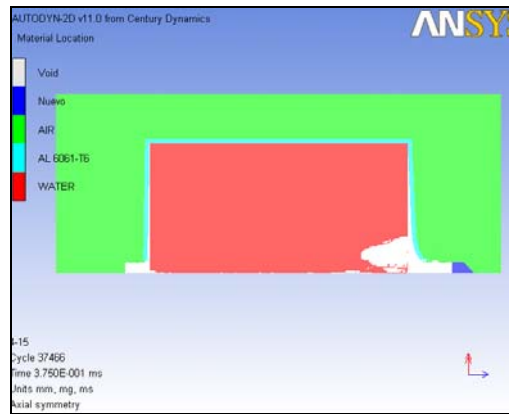


Imagen 65: Estado final del tanque.

En el estado final del tanque después de 0,375 ms se puede observar una gran deformación de las paredes de entrada y salida, así como una estabilización prácticamente general del fluido en el interior del tanque.

Para este ensayo la velocidad final que se observa es de 313 m/s, tal y como se puede ver en la siguiente imagen.

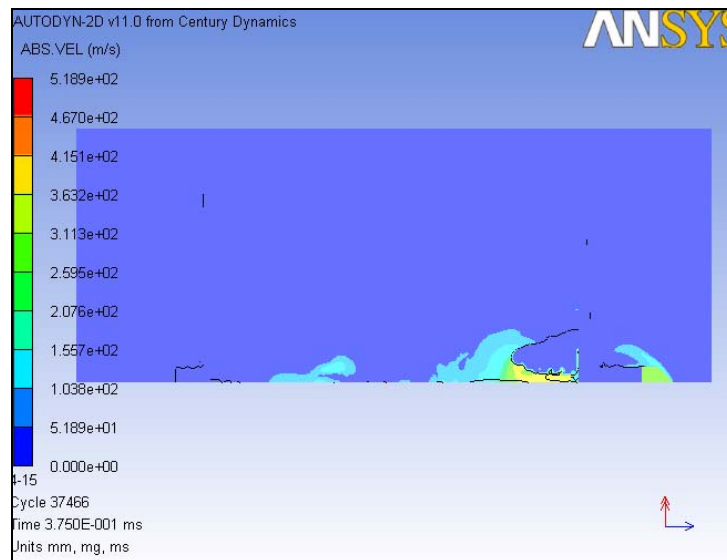


Imagen 66: Velocidad final del proyectil

4.2.6.- Ensayo realizado con un proyectil en forma de aguja de 60°.

En estos ensayos el proyectil es aún menos aerodinámico que en los anteriores, por lo que, a priori, disminuye su velocidad más rápido.

Para este caso, al igual que el anterior, se muestra una evolución del ensayo en las siguientes imágenes.

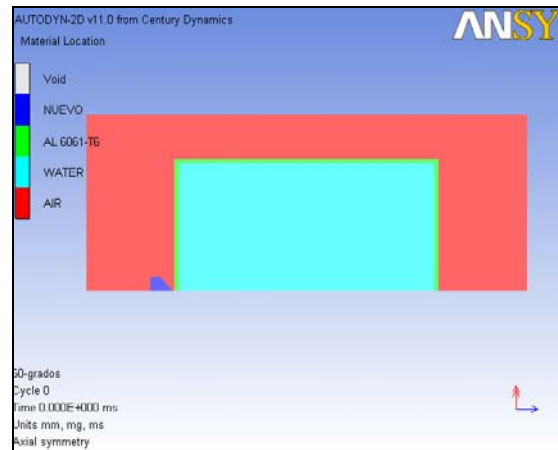


Imagen 66: Estado inicial del ensayo.

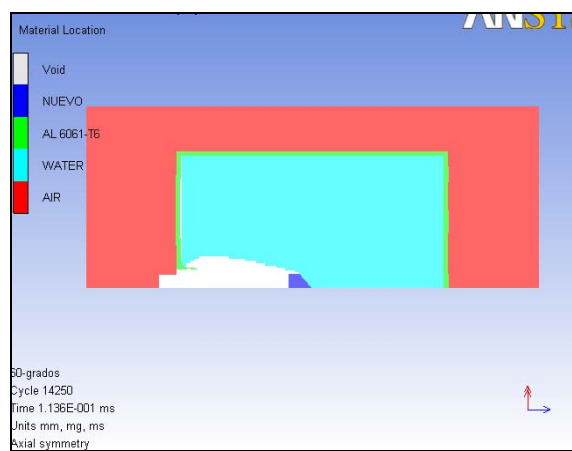


Imagen 67: Ensayo en $t = 0,113$ ms

En la imagen anterior se observan las primeras deformaciones en las paredes del tanque, que son un poco más elevadas que las que se producían con el ensayo con proyectil de punta de 45° .

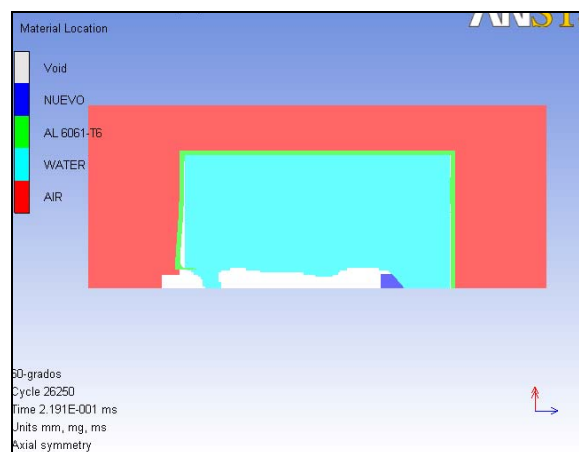


Imagen 68: Ensayo en $t = 0,219$ ms.

Se observa una gran deformación en la pared de la izquierda del depósito, y el comienzo de la desaparición de la estela que ha generado el proyectil a su paso por el interior del tanque.

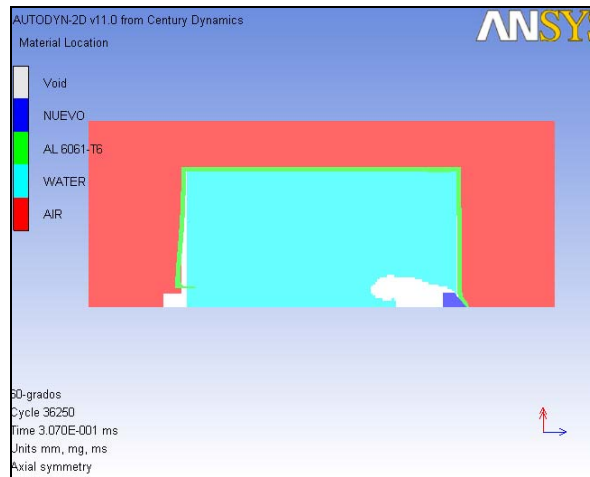


Imagen 69: Estado próximo al final del ensayo.

Como se puede observar, a medida que se ha desarrollado el ensayo la pared de la izquierda ha sufrido una mayor deformación. También la estela del proyectil ha disminuido su tamaño.

La velocidad final registrada para este ensayo es de 249 m/s mucho menor que la registrada en los ensayos con cuñas de 30° y 45°. Esta premisa corrobora la hipótesis de que con proyectiles más aerodinámicos la velocidad en el interior del tanque disminuye menos.

4.2.7.- Comparación de los resultados de los ensayos realizados con cuñas de diferentes ángulos.

En este apartado se pretende comparar los resultados obtenidos en los ensayos realizados usando como proyectil agujas de 30° y 45°.

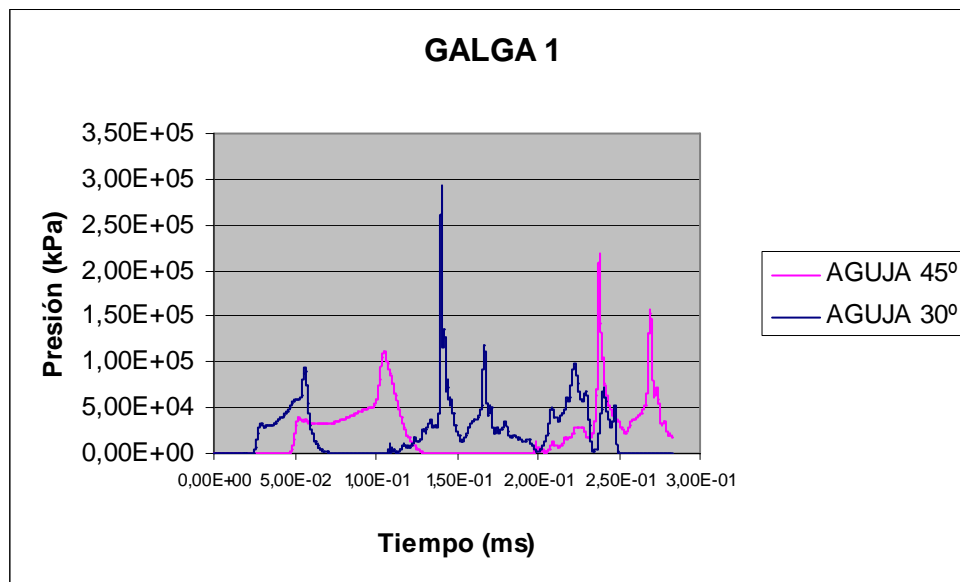


Gráfico 33: Comparación de presiones en el sensor 1.

A priori la forma de las dos gráficas es similar, apareciendo un cierto retardo en los resultados obtenidos para la aguja de 45°. El retardo va aumentando con el

desarrollo del ensayo. En los dos ensayos aparecen dos picos de presión. Las presiones son un poco mayores las que se registran en el ensayo de aguja de 30°.

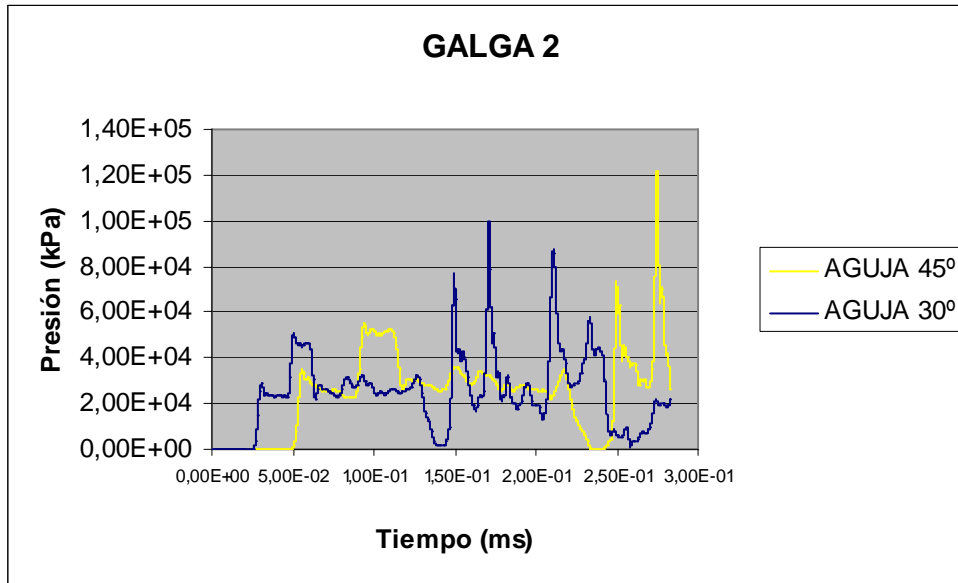


Gráfico 34: Comparación de presiones en el sensor 2.

De nuevo en estos gráficos se obtiene un número mayor de picos de presión en el ensayo realizado con aguja de 30°. La morfología de las dos líneas es la misma, pero en este ensayo aparece un retardo para los resultados del ensayo con aguja de 30°.

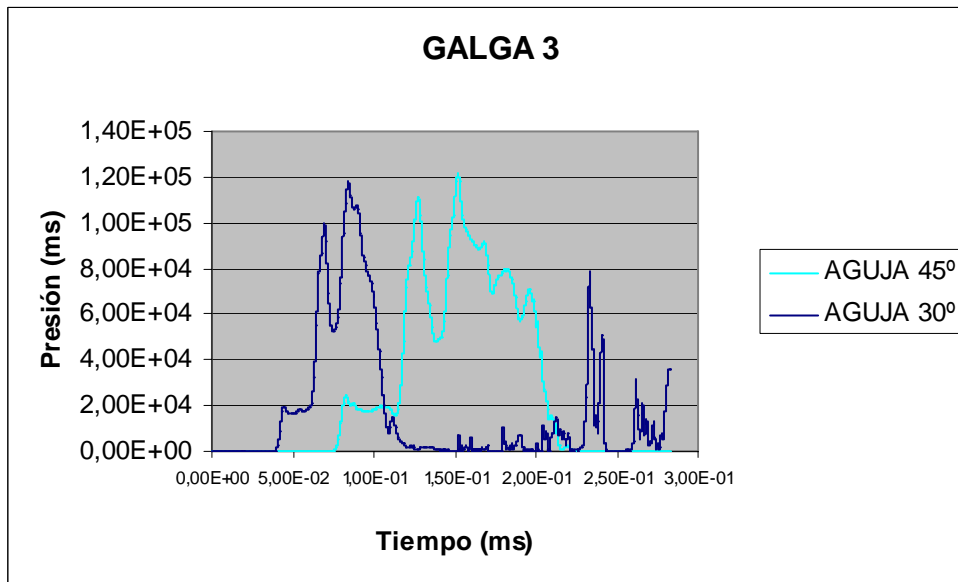


Gráfico 35: Presiones registradas en la galga 3.

A diferencia del caso anterior, en estos resultados aparece un retardo en los resultados obtenidos para los ensayos realizados con una aguja con punta de 45°. Es algo lógico ya que este proyectil es menos aerodinámico, y por lo tanto tarda más tiempo en pasar por una posición que lo que tarda un proyectil con una punta de 30°.

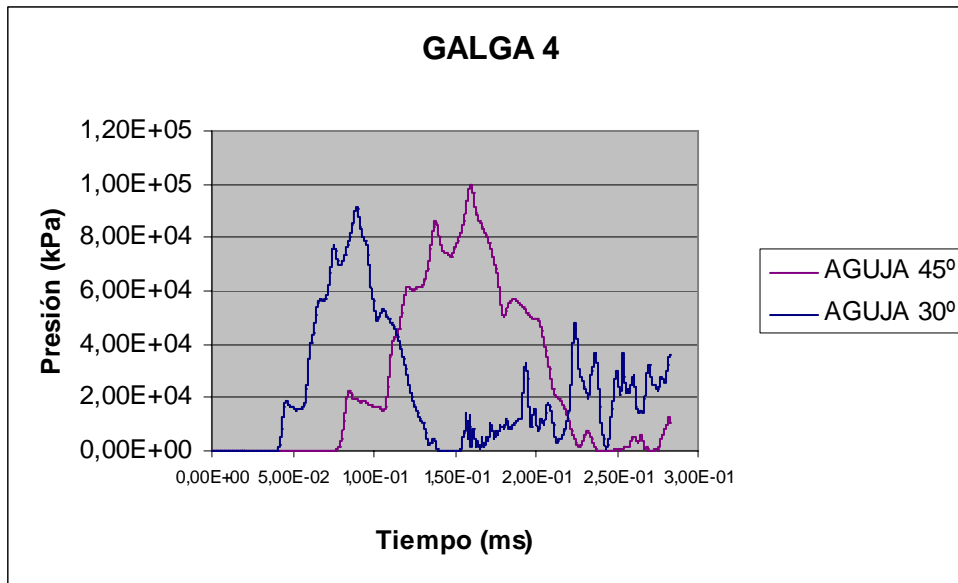


Gráfico 36: Comparación de presiones en sensor 4.

En este gráfico se puede observar que la primera parte del ensayo es similar, y a medida que avanza el mismo la presión aumenta en el ensayo realizado con aguja con punta de 30°. En este gráfico también aparece un retardo en los resultados obtenidos para la aguja con punta de 45° respecto a los obtenidos para la aguja con punta de 30°.

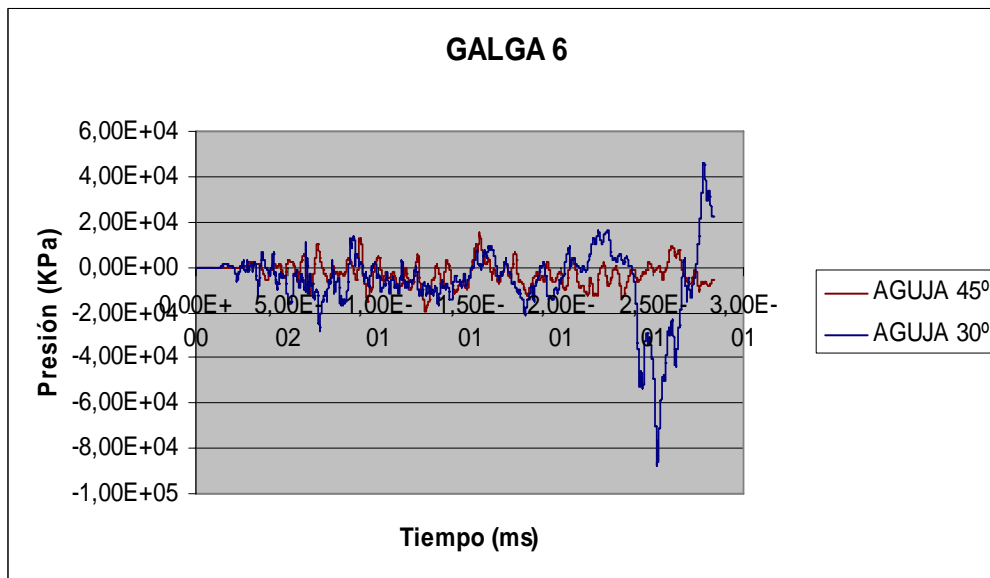


Gráfico 37: Presiones registradas en el sensor 6.

En este sensor aparece una fluctuación de presión muy elevada, que es similar para los dos ensayos hasta aproximadamente el instante de tiempo 0,25 ms en el que aparece una depresión muy fuerte ($-8,2 \cdot 10^4$ kPa) en los valores de presión registrados para el ensayo con punta de aguja de 30°.

4.3.- *Análisis de resultados para ensayos realizados con el mismo tipo de agua y diferente proyectil.*

4.3.1.- *Agua tipo 1.*

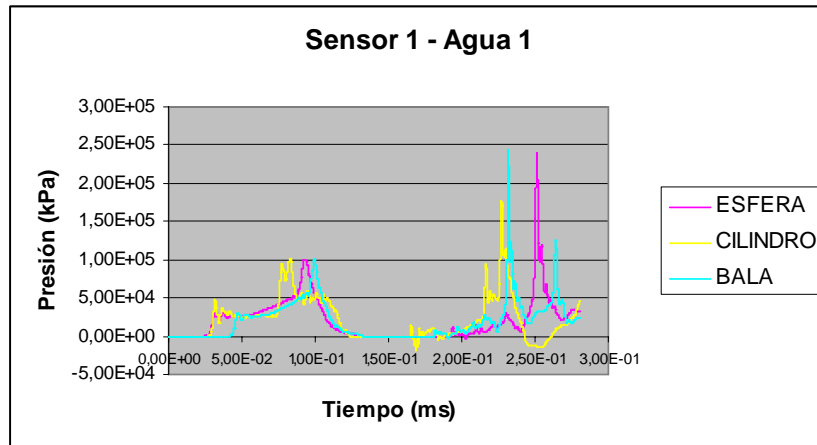


Gráfico 38: Comparación de presiones con diferentes proyectiles.

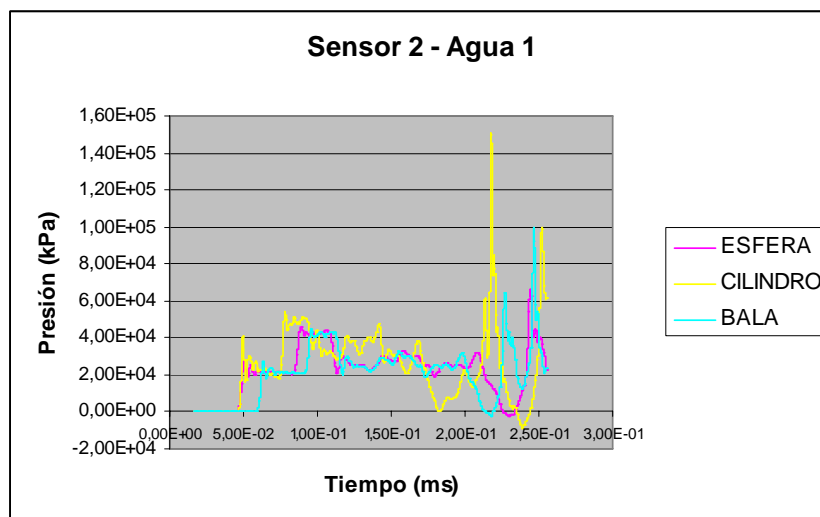


Gráfico 39: Comparación de presiones en sensor 2.

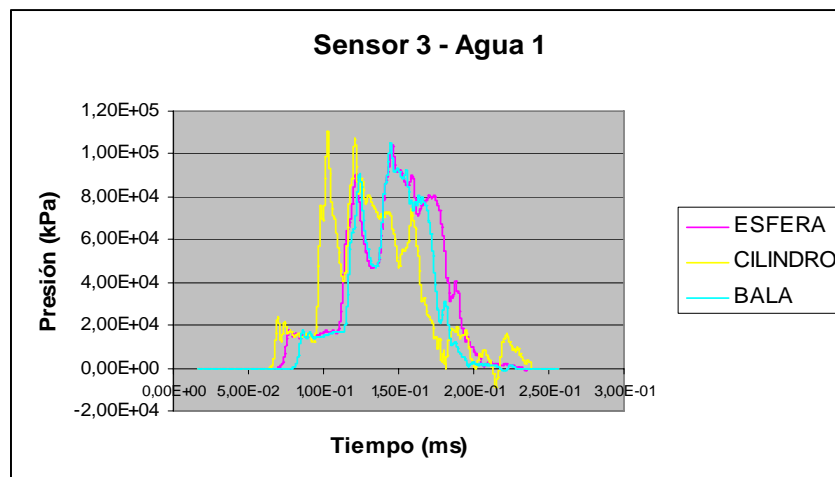


Gráfico 40: Diferentes presiones en el sensor 3.

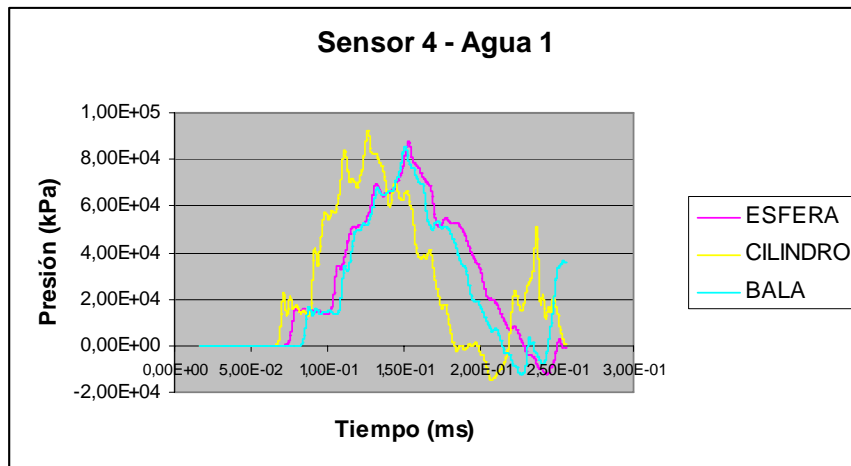


Gráfico 41: Comparación de presiones en el sensor 4.

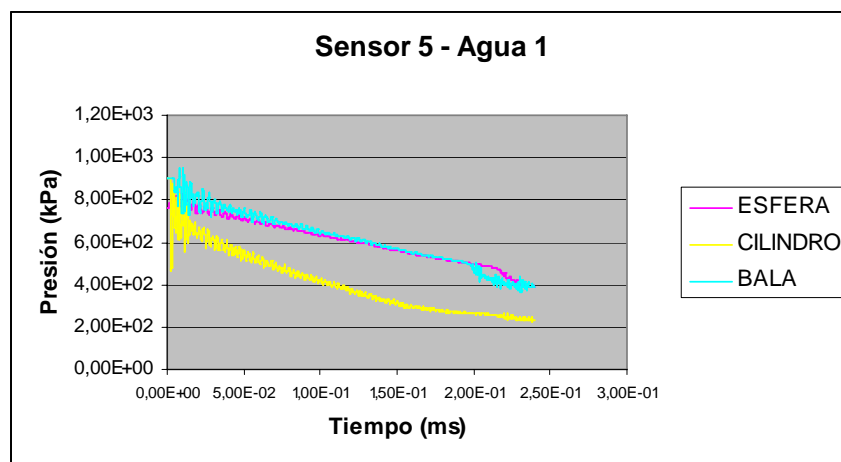


Gráfico 42: Disminución de velocidad para los diferentes proyectiles.

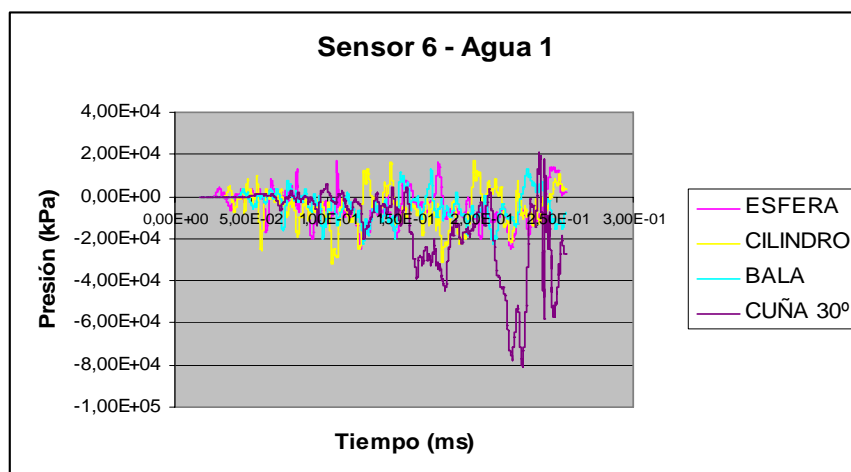


Gráfico 43: Registro de presión en la pared superior para los tres proyectiles.

En todos los sensores los valores de presión obtenidos son similares y difieren en la mayoría de los casos en un pequeño desfase, que como es lógico, es provocado por una mayor o menor aerodinámica del proyectil. Esta idea se puede comprobar en el caso del sensor 5 (Velocidad), en el que el resultado obtenido para el ensayo realizado con un cilindro muestra una velocidad mucho menos que los otros dos.

4.3.2.- Agua tipo 2.

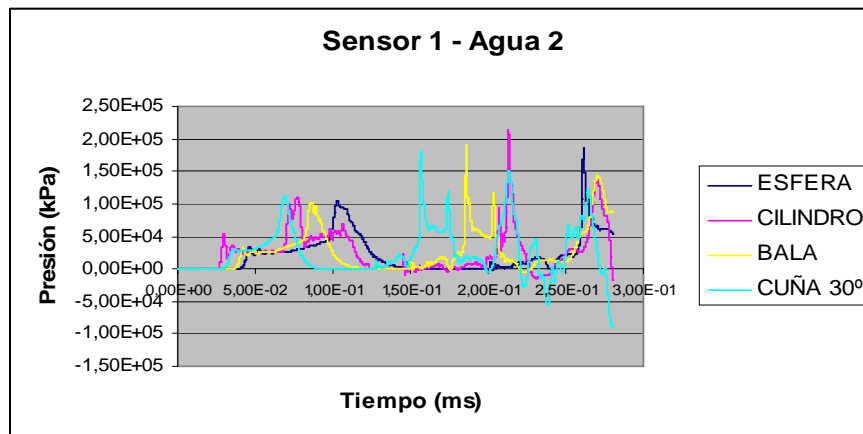


Gráfico 44: Presiones en el sensor 1.

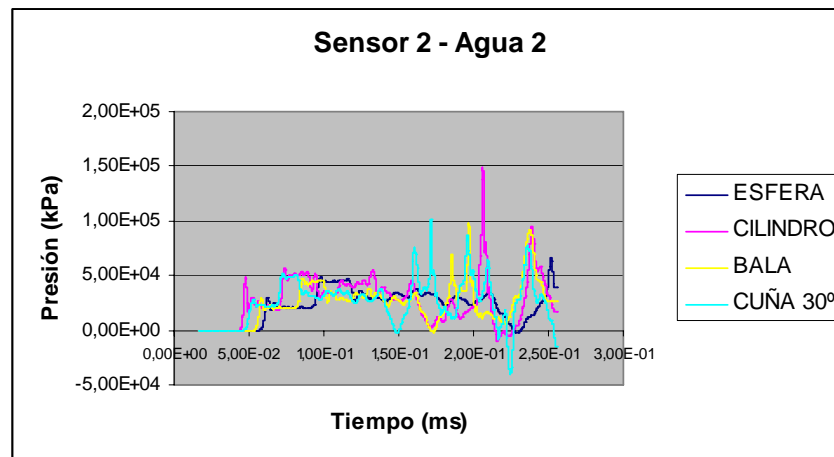


Gráfico 45: Comparativa de presiones en los diferentes proyectiles.

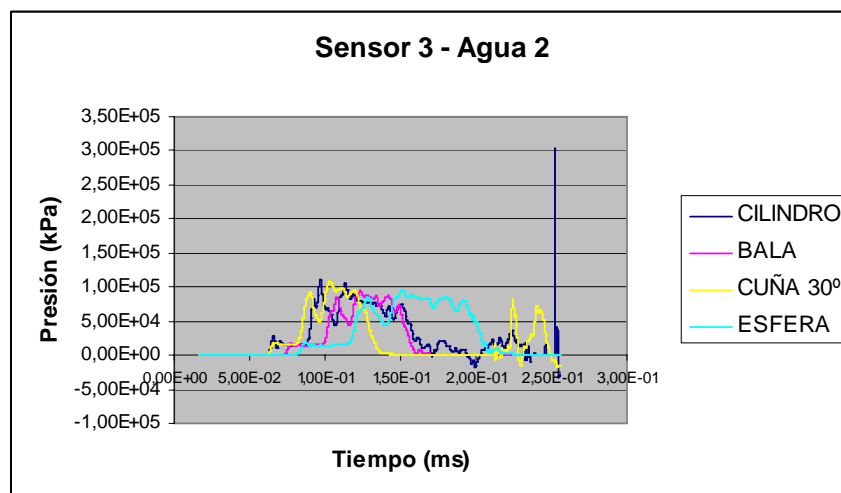


Gráfico 46: Diferentes presiones registradas en el sensor 3

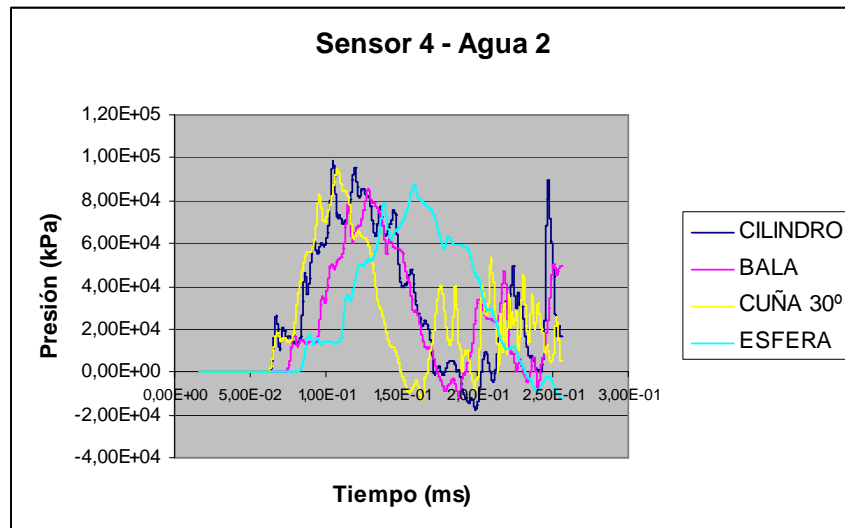


Gráfico 47: Presiones en el sensor 4

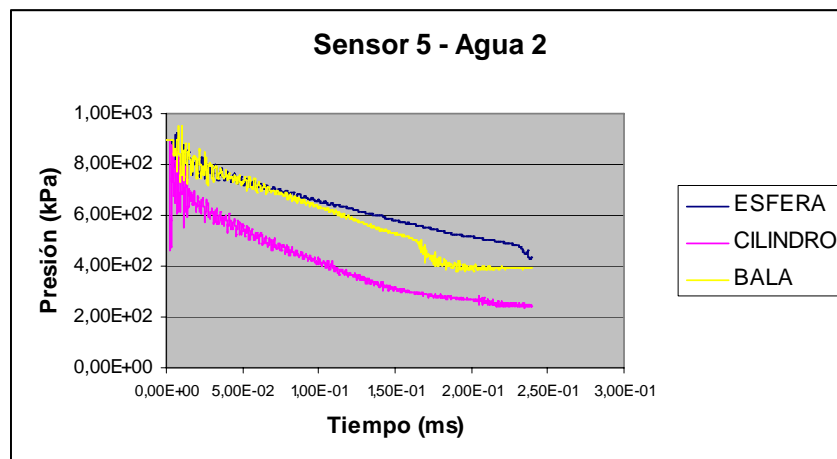


Gráfico 48: Disminución de la velocidad registrada por el sensor.

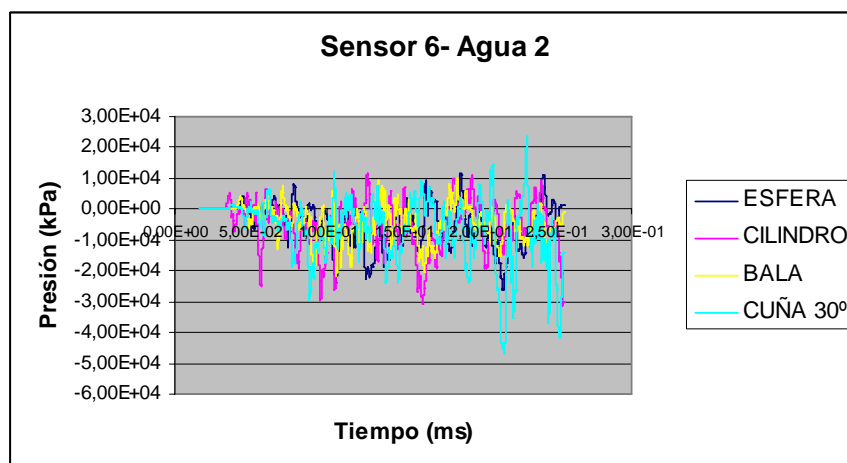


Gráfico 49: Presiones obtenidas en el sensor 6

En este caso sucede lo mismo que en el anterior. En el sensor 6 es muy difícil comprobar la similitud de los valores de presión obtenidos, ya que hay una fluctuación de presiones muy elevada y que hace imposible poder asemejar los resultados.

4.3.3.- Agua tipo 3.

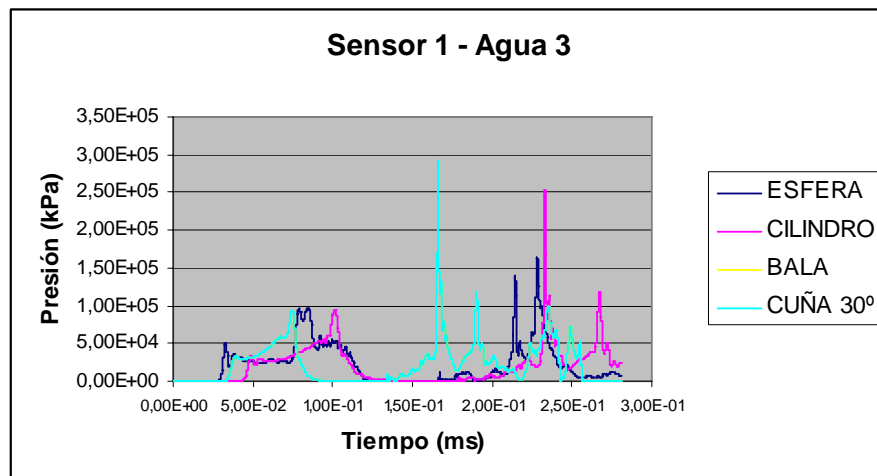


Gráfico 50: Presiones registradas en el sensor 1

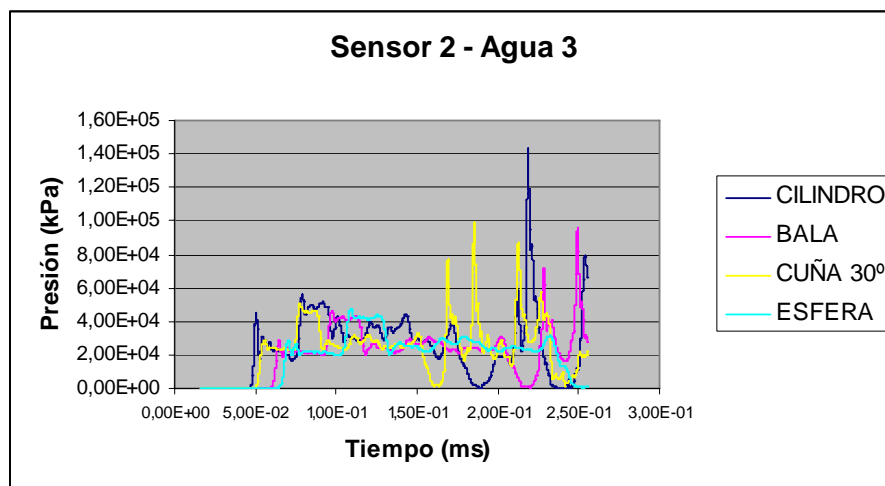


Gráfico 51: Diferentes presiones obtenidas en el sensor 2

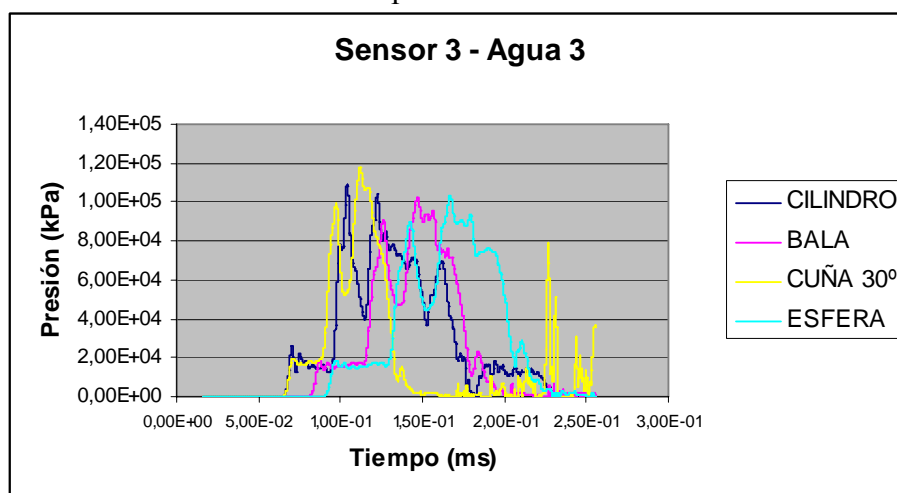


Gráfico 52: Diferentes prepones registradas en el sensor 3

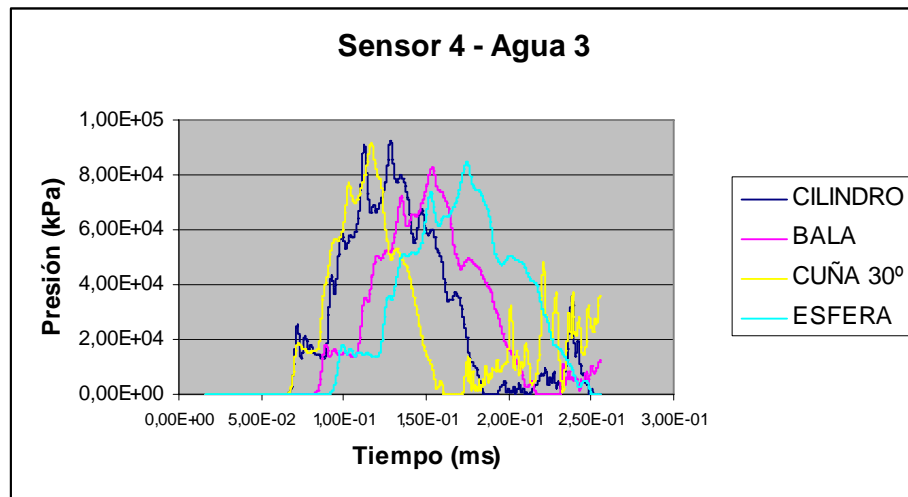


Gráfico 53: Presiones resultantes en la galga 4.

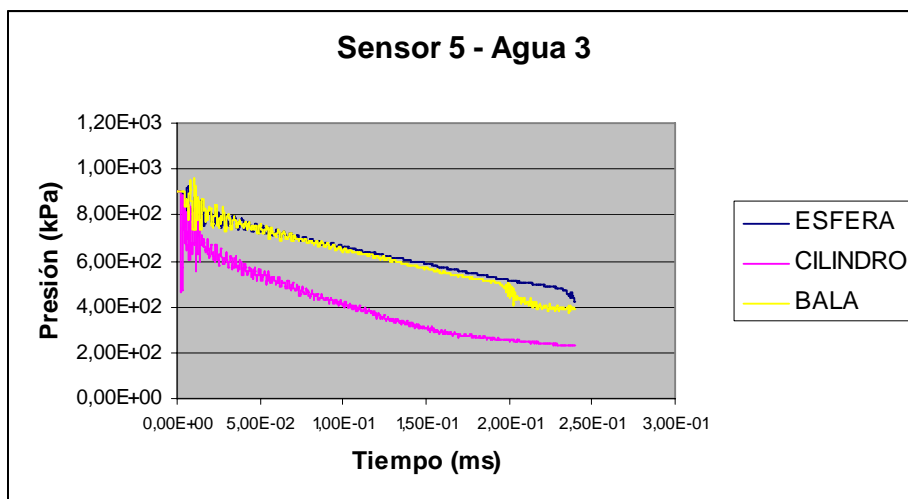


Gráfico 54: Disminución de la velocidad para los tres proyectiles.

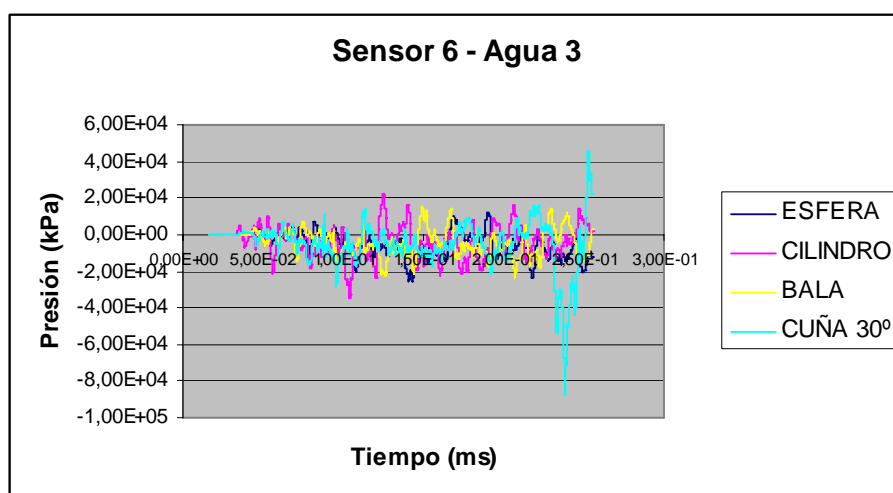


Gráfico 55: Variación de presiones registradas en el sensor 6.

Para este tipo de agua las presiones difieren un poco más que para los anteriores tipos, si bien estas diferencias no son demasiado notables. Sigue apareciendo el desfase entre los resultados de los ensayos realizados con diferentes proyectiles.

4.4.- Ensayo realizado utilizando un tanque de fibra de carbono y combustible.

Con el paso de los años, la industria aeronáutica ha mejorado de forma muy notoria los materiales de fabricación de las aeronaves. Mientras que en los años 30 se construían los aviones de madera y acero, hoy en día se utilizan para la construcción de aeronaves los materiales sintéticos más avanzados. Por este motivo se pretende en este proyecto conocer las diferencias entre un impacto sobre un tanque construido con una aleación metálica, y otro impacto sobre un tanque de combustible fabricado con fibra de carbono.

A continuación se muestra la evolución del ensayo realizado sobre un tanque de fibra de carbono.

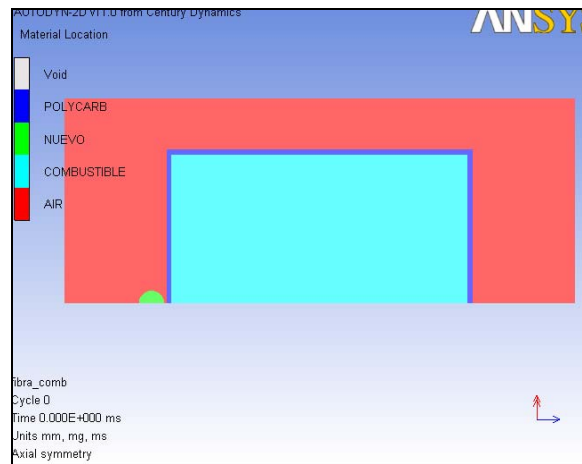


Imagen 70: Ciclo inicial del ensayo.

En la imagen anterior se puede ver el estado inicial del ensayo que se realiza con un tanque fabricado con fibra de vidrio.

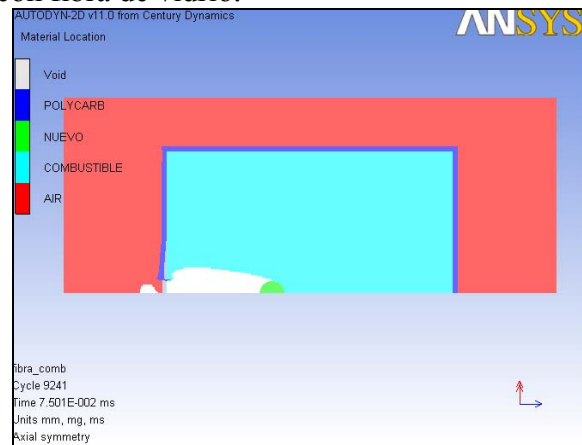


Imagen 71: Ensayo en el instante $t = 0,075$ ms.

Después de 0,075 ms el proyectil ya se encuentra prácticamente en la mitad del tanque de combustible. El orificio de entrada tiene la misma forma que en los ensayos realizados con aleación de aluminio. La estela que va dejando el proyectil a su paso, corresponde a un proyectil muy aerodinámico, por lo que los reflujos de fluido tras su paso son pequeños.

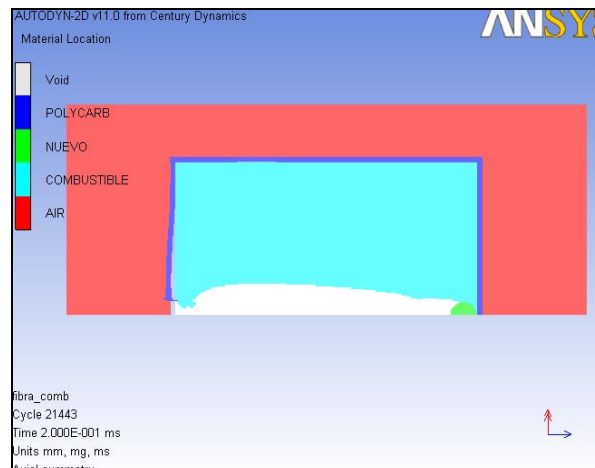


Imagen 72: Ensayo en el instante $t = 0,2$ ms.

En la imagen anterior se muestra el ensayo justo antes de que el proyectil impacte con la segunda pared del depósito. Se puede ver toda la estela que ha dejado a su paso el proyectil, y también una ligera deformación de la pared izquierda del tanque.



Imagen 73: Captura del final del ensayo.

En la última imagen se puede ver el estado final del tanque después de 0,275 ms. En ella se observa una deformación en ambas paredes del tanque, además de los vórtices que ha generado el proyectil a su paso por el depósito. Como es lógico, puesto que es una de las premisas del diseño de este ensayo, el proyectil no se ha deformado al realizar el ensayo.

4.5.- Comparación de resultados obtenidos para tanque de aleación aluminio y tanque de fibra.

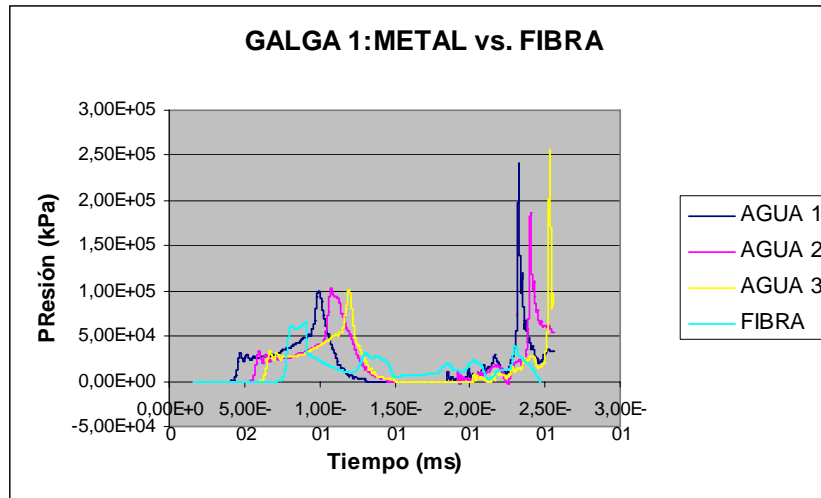


Gráfico 56: Comparación ensayos en galga 1.

En los tres ensayos realizados con agua se observan gráficas similares, con un cierto retardo entre el AGUA 2 y AGUA 3 respecto al AGUA 1. Comparando estas tres gráficas con la obtenida para el ensayo realizado sobre un tanque de fibra, se observa que en el ensayo con tanque de fibra no tiene tres picos de presión como ocurre en los otros tres, sino que tiene un pico de presión, con presiones mucho menores que las registradas para los otros ensayos. Además, las presiones registradas son poco fluctuantes en su valor a diferencia de los ensayos realizados con aleación metálica.

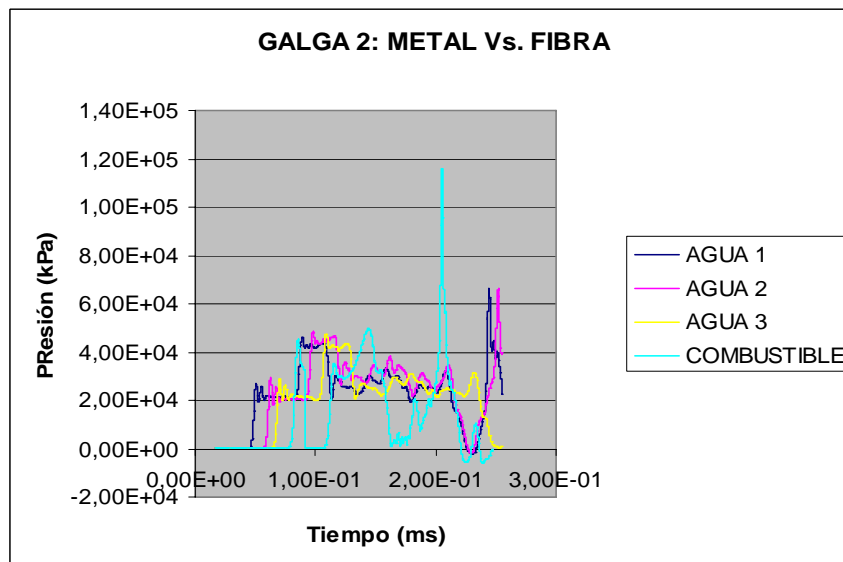


Gráfico 57: Presiones registradas en sensor 2.

En la gráfica anterior, a diferencia de lo que sucede para la galga 1, las presiones máximas aparecen en el ensayo realizado con un tanque de fibra. En este caso, las presiones para el ensayo con tanque de fibra la presión es mucho más fluctuante que en los casos en los que se utiliza tanque de metal.

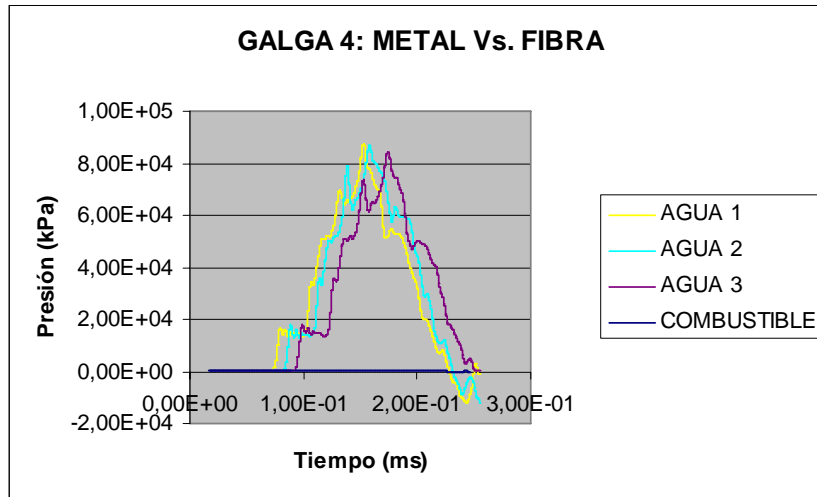


Gráfico 58: Presiones registradas en la galga 4.

En esta galga las presiones registradas para el tanque de fibra son mucho menores que las que aparecen para los tanques metálicos, tal y como se muestra en el gráfico anterior. Este resultado no es lógico, ya que el valor de la presión para el tanque de fibra es prácticamente nulo, cuando en los otros sensores se han registrado presiones del orden de 10^4 kPa. Las ondas de presión que aparecen se transmiten por todo el tanque, por lo que en este caso el sensor 4 no ha actuado correctamente.

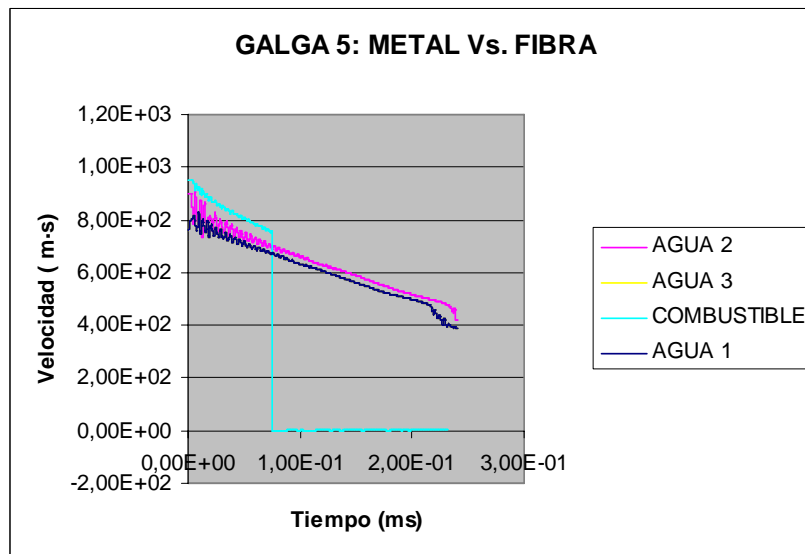


Gráfico 59: Velocidad registrada en el sensor 5.

En este caso sucede algo inédito y no observado en los anteriores ensayos. La velocidad hasta aproximadamente $t = 0,075$ ms disminuye con total normalidad, pero a partir de ese momento se aproxima a valores próximos a cero y oscila durante el resto del ensayo entre valores de velocidad de 20 m/s y 50 m/s, mientras que los otros ensayos tienen una velocidad final de aproximadamente 400 m/s.

5.- CONCLUSIONES.

- El efecto Hydrodynamic Ram es un fenómeno físico muy peligroso que puede generar accidentes muy importantes como por ejemplo la del Concorde de Air France, que originó una nueva forma de ver este tipo de fallos en la industria aeronáutica.
- Para la obtención de unos resultados precisos no es necesario la utilización de una malla demasiado tupida, ya que alarga demasiado la duración del ensayo y la precisión que se obtiene es la misma que con mallas menos tupidas. En este caso se utiliza una malla de un tamaño medio con la cual se obtienen unos resultados bastantes precisos.
- Cualquiera de las dos formas utilizadas para el diseño de los alrededores del tanque, es decir, por partes o de una única parte, es válida, ya que este aspecto no altera los resultados que se obtienen.
- En todos los ensayos se observa que el orificio de entrada en el tanque toma un aspecto similar al que se genera cuando se coloca un remache.

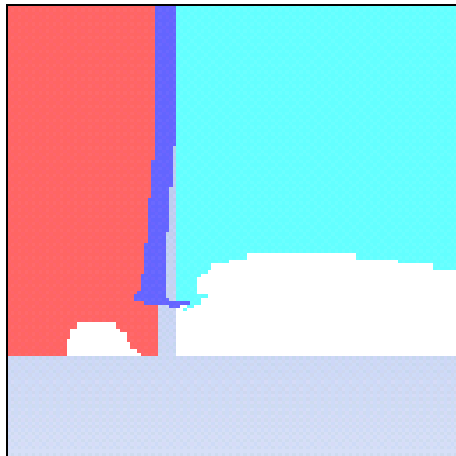


Imagen 74: Orificio de entrada del proyectil

- El orificio de salida del proyectil en el depósito se desplaza en el sentido de avance del proyectil. Esta premisa se ha observado en todos los ensayos realizados.
- Para los ensayos que se han realizado con agua de los tipos 1 y 2 se han registrado presiones negativas, mientras que los ensayos realizados con agua de tipo 3 no aparecen presiones negativas. Esto se puede deber al modelo de ecuaciones utilizadas para la resolución de cada caso.
- Como se ha comprobado, el tipo de agua que se utilice no influye de forma significativa en el resultado del ensayo (excepto en la aparición de presiones negativas ya explicado en el punto anterior, y que en estos ensayos no toman valores negativos significantes, sino los propios para lograr estabilizar el sistema fluido) por lo que cualquier ensayo se puede realizar con cualquier tipo de agua, a no ser que se quieran registrar explícitamente las presiones negativas. En este caso se deberá utilizar el Tipo 1 o el Tipo 2.
- La principal causa de variaciones en la presión en el interior del tanque es la forma del proyectil. Si es más aerodinámico generará unas menores ondas de presión y por lo tanto menores presiones. También atravesará con mayor rapidez el tanque. Sin embargo,

si es menos aerodinámico, como por ejemplo el caso en el que el proyectil es un cilindro, se generarán unas ondas de presión mayores que harán que la deformación de las paredes del depósito sean mayores, y que el proyectil emplee más tiempo para atravesar el tanque. También el orificio de salida será mayor para los casos en los que el proyectil sea menos aerodinámico.

- La pared que recibe un número mayor de ondas de presión es la que en los ensayos corresponde con la superior (en la realidad sería la lateral del tanque). Donde más ondas reciben es en el centro, por lo que toma una tendencia a abombarse en ese punto. Este hecho aparece en la mayoría de los ensayos de este proyecto.

- Al finalizar los ensayos, según los gráficos de presión, en todos los depósitos aparece una tendencia a estabilizar la presión en el interior del tanque con la que hay en el exterior.

- Cuando se comparan las presiones en dos ensayos realizados con proyectiles en punta de 30° y 45° , los resultados muestran unos valores de presiones muy similares, pero con un retardo en las presiones del proyectil con forma de aguja de 45° . Esto se debe a que el proyectil es menos aerodinámico que el de 30° .

- Cuando el ángulo de la cuña del proyectil es mayor la velocidad al final del ensayo es menor. De este modo, para los ensayos realizados con una aguja con ángulo 60° la velocidad final es de 249 m/s, para el ensayo realizado con una aguja con ángulo 45° la velocidad final es de 313 m/s, y finalmente para un proyectil con forma de cuña de 30° la velocidad final es de 495 m/s.